

737NG - 600/700/800/900/900ER 飞行机组训练手册

上海航空公司

根据波音公司英文版翻译

手册编号 FCT 737 NG (TM)

1999 年 4 月 1 日

修订号：10

修订日期:2011 年 07 月 29 日

预 留
空 页

前言 第 0 章
目录 第 0 节

标题

预 留
空 页

前言 第 0 章
机型识别 第 1 节

概述

本机组训练手册包含下列表格中列出的机型。

机型
737-600
737-700
737-800
737-900
737-900ER

机型号是用来区分针对一种或多种飞机的信息，但是不是所有飞机。如果该信息是针对所有机型，对单一的机型不会另作解释。

如果信息适用于连续续号的机型，机型符号中会加一个破折号（—）。例如，如果信息适用于 737-400 和 737-500 和 737-600 和 737-700 型飞机，文中的机型符号显示为 737-400—737-700。

如果信息适用于非连续续号的机型，机型符号中会加一个逗号（，）。例如，如果信息仅适用于 737-300 和 737-800 机型，文中的符号显示为 737-300，737-800。

目前没有必要单独列出 737-700ER 的机型符号，因为适用于 737-700 飞机的信息也同样适用于 737-700ER。如果将来有必要将会增加 737-700ER。

预 留
空 页

前言 第 0 章
介绍 第 2 节

概述

本机组训练手册（Flight Crew Training Manual）提供了针对机动飞行和技巧的信息和建议。手册共分为八章：即概述信息；地面操作；起飞和初始爬升；爬升、巡航，下降和等待；近进和复飞；着陆；机动和非正常操作。

概述信息中所讲述的程序和技巧并不针对具体机动科目或飞行阶段。地面操作涵盖了关于飞机起飞前，发动机起动和滑行操作以及包括在恶劣天气条件下滑行操作的相关信息。第3章到第6章以各飞行阶段命名，包含了各飞行阶段的关于飞机操作的信息。机动章节讲述的是与爬升，巡航和下降等相关的机动飞行，例如失速改出和紧急下降。非正常程序讲述的是飞行中的任何阶段可能会发生的非正常情况。每一章都有前言详细讲述该章节的内容。

该手册也包括两个附录。附录A−第1节，用户根据需要使用的可用操作信息。其对飞行机组训练手册的补充能使用户更方便地找到需要的具体信息。附录A−第2节，补充说明包含了针对公司用户而非各个飞行员的相关信息。每个用户可评估和使用认为适合其操作的事项。将手册发给飞行员前，用户可根据其需要删除该附录。

注：如果《飞行机组使用手册》、《快速检查单》、《主最低设备清单》/《最低设备清单》或《签派偏离手册》里的程序和限制与《飞行机组训练手册》有冲突，应以前者中的信息、方法和建议为准。

注：本手册中的数据仅供训练使用，不适合用作性能计算或其它技术用途。

注：每个航空公司有责任确定该手册对其操作的适用性。

关于该手册的使用如果有什么问题，请直接致电：

波音商业飞机集团
商业航空服务
总飞行师—飞行技术和安全部门
邮政信箱 3707，M/C 20-95
西雅图，华盛顿 98124-2207 USA

管理机构

如果没有其它指示，该手册中的管理信息以FAA的规定和要求为依据。其它管理机构可能有不用的规定和要求，需要由非FAA用户加以说明。规定和要求的例子包括，但不限制于FAR起飞场地要求，飞机进近种类及低可见度进近标准。

飞机构型

飞行机组训练手册（FCTM）为列在机组使用手册（FCOM）中的程序提供了支持信息，同时提供了帮助飞行员安全有效地完成这些程序的技术。FCTM 是以比 FCOM 更为普遍的格式编写的。该手册并不考虑飞机构型的差别，除非这些差别会影响讨论的程序或技术。例如，飞行机组训练手册（FCTM）申明：“当襟翼收回及当空速接近机动速度时，要确保设置了爬升推力。”这段话并不打算告诉机组如何设置爬升推力，它仅仅强调机组必需确认设置了爬升推力。机组要认识到，在不同的机型上，设置爬升推力所需的行动是不同的。需要参考适用的 FCOM 以获取如何设置爬升推力的信息。

若某一程序或技术仅仅适用于一种特殊构型的飞机，手册会采用“如安装”的注释。飞机构型的差异可以从机组使用手册（FCOM）中获取。在两本手册发生冲突的情况下，应当优先考虑使用手册（FCOM）中的程序而不是机组训练手册（FCTM）中出现的信息。

缩写

下面是手册中会出现的缩写。有的缩写会以小写的形式出现。对于使用很有限的缩写在它们出现的章节会加以解释。由于本清单针对所有波音机型，因而一些缩写词可能不适用于本机型。

A	
AC	交流（Alternating Current）
ACT	现用（Active）
ADF	自动定向仪（Automatic Direction Finder）
ADI	姿态指引仪（Attitude Director Indicator）
ADIRU	大气数据惯性基准组件（Air Data Inertial Reference Unit）
AFDS	自动飞行指引系统（Attitude Flight Director System (autopilot)）
AFE	高于机场标高（Above Field Elevation）
AFM	飞机飞行手册（Airplane Flight Manual）（FAA approved）
AFM-DPI	飞机飞行手册-数字式性能信息 （Airplane Flight Manual-Digital Performance Information）
AGL	高于地面高度（Above Ground Level）
AH	警戒高度（Altitude Alert）
ALT ACQ	高度截获（Altitude Acquire）
ALT HOLD	高度保持（Altitude Hold ）
AMM	飞机维修手册（Aircraft Maintenance Manual）
ANP	实际导航性能（Actual Navigation Performance）
AOA	迎角
A/P	自动驾驶（Autopilot）
APU	辅助动力装置（Auxiliary Power Unit）
AR	需要授权（Authorization Required）
ASA	自动着陆状态信号牌（Autoland Status Annunciator）

ASI	空速表（Airspeed Indicator）
ASR	机场监视雷达（Airport Surveillance Radar）
A/T	自动油门（Autothrottle）
ATC	空中交通管制（Air Traffic Control）
ATM	假设温度法（Assumed Temperature Method）
B	
BARO	气压的(Barometric)
B/CRS B/C	背航道（Back Course）
C	
C	机长（Captain） 摄氏度（Celsius） 中心（Center）
CAA	民航管理局（Civil Aviation Authority）
CDFA	连续下降最终进近
CDU	控制显示组件（Control Display Unit）
CFIT	可控飞机撞地（Controlled Flight Into Terrain）
CFP	计算机飞行计划（Computer Flight Plan）
CG	重心
CLB	爬升（Climb）
CMD	指令（Command）
CON	连续的（Continuous）
CRM	机组资源管理（Crew Resource Management）
CRT	阴极射线管（Cathode Ray Tube）
CRZ	巡航（Cruise）
CWS	驾驶盘控制（Control Wheel Steering）

D	
DA	决断高度（Decision Altitude）
DA(H)	决断高度（高）（Decision Altitude(Height)）
D/D	直接下降（Direct Descent）
DDG	放飞偏离手册（Dispatch Deviation Guide）
DES	下降（Descent）
DIR	直飞（Direct）
DME	测距设备（Distance Measuring Equipment）
E	
EADI	电子姿态指引仪（Electronic Attitude Director Indicator）
EASA	欧洲航空安全局（European Aviation Safety Agency）
ECL	电子检查单（Electronic Checklist）
ECON	经济（Economy）
EEC	发动机电子控制（Electronic Engine Control）
EFB	电子飞行包（Electronic Flight Bag）
EGT	发动机排气温度（Exhaust Gas Temperature）
EFIS	电子飞行仪表系统（Electronic Flight Instrument System）
EHSI	电子水平状态显示器（Electronic Horizontal Situation Indicator）
EICAS	发动机指示和机组警戒系统（Engine Indication and Crew Alerting System）
ENG OUT	发动机停车（Engine Out）
EOT	单发滑行（Engine Out Taxi）
EPR	发动机压力比（Engine Pressure Ratio）
ETOPS	延程飞行（Extended Operations）
EXT	放出（Extend）
F	
F	华氏温度（Fahrenheit）

FAC	最后进近航道（Final Approach Course）
FCOM	机组使用手册（Flight Crew Operation Manual）
F/D	飞行指引仪（Flight Director）
FAA	联邦航空管理局（Federal Aviation Administration）
FAF	最后进近定位点（Final Approach Fix）
FAR	联邦航空条例（Federal Aviation Regulation）
FCC	飞行控制计算机（Flight Control Computer）
FLCH	飞行高度层改变（Flight Level Change）
FMA	飞行方式告示牌（Flight Mode Annunciations）
FMC	飞行管理计算机（Flight Management Computer）
FMS	飞行管理系统（Flight Management System）
F/O	副驾驶（First Office）
FPA	飞行航迹角（Flight Path Angle）
FPM	英尺/分（Feet Per Minute）
FPV	飞行航迹向量（Flight Path Vector）
ft	英尺（Foot or Feet）
G	
GA	复飞（Go-Around）
GBAS	陆基增强系统（Ground-Based Augmentation System）
GLS	GBAS 着陆系统（GBAS Landing System）
GNSS	全球导航卫星系统（Global Navigation Satellite System）
GP	下滑航迹（Glide Path）
GPS	全球定位系统（Global Positioning System）
GPWS	近地警告系统（Ground Proximity Warning System）
G/S	下滑道（Glide Slope）
GS	地速（Ground Speed）
H	
HAA	高于机场高度（Height Above Airport）

HAT	高于接地点高度（Height Above Touchdown）
HDG SEL	航向选择（Heading Select）
HSI	水平状态指示器（Horizontal Situation Indicator）
HUD	平视仪（Head Up Display）
I	
IAF	起始进近定位点（Initial Approach Fix）
IAN	综合进近导航（Integrated Approach Navigation）
IAS	指示空速（Indicated Airspeed）
ICAO	国际民航组织（International Civil Aviation Organization）
IFR	仪表飞行规则（Instrument Flight Rules）
IGS	仪表制导系统（Instrument Guidance system）
ILS	仪表着陆系统（Instrument Landing System）
IM	内指点标（Inner Marker）
IMC	仪表气象条件（Instrument Meteorological）
IP	飞行教员（Instructor Pilot）
IRS	惯性基准系统（Initial Reference System）
IRU	惯性基准组件（Initial Reference Unit）
ISA	国际标准大气（International Standard Atmosphere）
ISDF	综合备用飞行显示（Integrated Standby Flight Display）
J	
JAA	联合航空局（Joint Aviation Authority）
K	
K	海里（Knots）
KCAS	修正空速（Knots Calibrated Airspeed）
KGS	千米（Kilograms）
KIAS	指示空速，海里/小时（Knots Indicated Airspeed）
L	
LBS	磅（Pounds）

LDA	航向台式定向设施
LNAV	水平导航（Lateral Navigation）
LOC	航向道（Localizer）
LRC	远程巡航（Long range Cruise）
LVL CHG	高度层改变（Level Change）
M	
M	马赫（Mach）
m	米（Meters）
MAP	复飞点（Missed Approach Point）
MASI	马赫/空速表（Mach/Airspeed Indicator）
MAX	最大
MCP	方式控制面板（Mode Control Panel）
MCT	最大连续推力（Maximum Continuous Thrust）
MDA（H）	最低下降高度（高）（Minimum Descent Altitude（Height））
MEA	最低航路高度（Minimum Enroute Altitude）
MEL	最低设备清单（Minimum Equipment List）
MFD	多功能显示（Multifunction Display）
MM	中指标点（Middle Marker）
MMO	最大飞行马赫数（Mach Maximum Operating）
MOCA	最低越障高度（Minimum Obstruction Clearance Altitude）
MOD	修改（Modify）
MORA	最低偏航高度（Minimum Off Route Altitude）
MSL	平均海平面（Mean Sea Level）
N	
NAV	导航（navigation）
NAV RAD	导航无线电（Navigation Radio）
ND	导航显示器（Navigation Display）
NM	海里（Nautical Mile）

NNC	非正常检查单（Non-Normal Checklist）
NNM	非正常机动（Non-Normal Maneuver）
NPS	导航性能刻度（Navigation Performance Scales）
N1	低压转子转速（Low Pressure Rotor Speed）
N2	高压转子转速（High Pressure Rotor Speed）
O	
OAT	外界大气温度（Outside Air Temperature）
OM	远距指点标（Outer Marker）
OPT	机载性能工具（Onboard Performance Tool）
P	
PAPI	精密进近航迹指示器（Precision Approach Path Indicator）
PAR	精密进近雷达（Precision Approach Radar）
PF	操纵飞机的飞行员（Pilot Flying）
PFD	主飞行显示（Primary Flight Display）
PI	空中性能（Performance Inflight）
PIP	产品改进程序包（Product Improvement Package）
PLI	俯仰限制指示器（Pitch Limit Indicator）
PMC	动力管理控制（Power Management Control）
PM	监控飞机的飞行员（Pilot Monitoring）
PWS	风切变预报系统（Predictive Windshear System）
Q	
QRH	快速检查单（Quick Reference Handbook）
R	
RA	无线电高度（Radio Altitude） （避撞）决断咨询（Resolution Advisory）
RAIM	接收机自治完好性监测（Receiver Autonomous Integrity Monitoring）
RAT	冲压空气涡轮（Ram Air Turbine）

RDMI	无线电距离磁指示器（Radio Distance Magnetic Indicator）
RMI	无线电磁指示器（Radio Magnetic Indicator）
RNAV	区域导航（Area Navigation）
RNP	所需导航性能（Required Navigation Performance）
RSEP	方向舵系统改进程序（Rudder System Enhancement Program）
RTO	中断起飞（Rejected Takeoff）
RVR	跑道视程（Runway Visual Range）
RVSM	减小的垂直间隔标准（最小值）（Reduced Vertical Separation Minimum）
S	
SAT	大气静温（Static Air Temperature）
SDF	简化方向性设施（Simplified Directional Facility）
SFP	短跑道性能（Short Field Performance）
SPD	速度（Speed）
STAR	标准进场路线（Standard Terminal Arrival Route）
T	
T	真（True）
TA	空中交通活动咨询或定制的进港航路（Traffic Advisory or Tailored Arrival）
TAC	推力不对称补偿（Thrust Asymmetry Compensation）
TACAN	战术空中导航系统（Tactical Air system）
TAS	真空速（True Airspeed）
TAT	全温（Total Air Temperature）
TCAS	交通警戒与避撞系统（Traffic Alert and Collision Avoidance System）
TE	后缘（Trailing Edge）
TFC	交通（Traffic）
TO	起飞（Takeoff）

T/D	下降顶点 （Top of Descent）
TO/GA	起飞/复飞（Takeoff /Go Around）
TPR	涡轮发动机功率比（Turbofan Power Ratio）
TR	空中交通避让信息（Traffic Resolution）
TRK	轨迹（Track）
U	
U.S.	美国（United States）
V	
VASI	目视进近下滑道指示器（Visual Approach Slope Indicator）
VDP	目视下降点（Visual Descent Point）
VEF	发动机失效时速度（Speed at Engine Failure）
VFR	目视飞行规则（Visual Flight Rules）
VHF	甚高频（Very High Frequency）
VLOF	离地速度（Lift off Speed）
VMC	目视气象条件（Visual Meteorological Condition）
VMCA	空中最小操纵速度（Velocity Minimum Control）
VMCG	地面最小操纵速度（Velocity Minimum Control Ground）
VMO	最大使用速度（Maximum Operating Speed）

VNAV	垂直导航（Vertical Navigation）
VOR	甚高频全向信标台（VHF Omnidirectional Range）
VR	抬前轮速度（Velocity Rotate）
VREF	基准速度（Velocity Reference）
V/S	垂直速度（Vertical Speed）
VSI	垂直速度指示器（Vertical Speed Indicator）
VSD	垂直状态显示（Vertical Situation Display）
VTK	垂直航迹（Vertical Track）
V1	起飞决断速度（Takeoff Decision Speed）
V2	起飞安全速度（Takeoff Safety Speed）
W	
WGS-84	1984 年世界大地测量系统（World Geodetic system of 1984）
WPT	航路点（Waypoint）
X	
XTX	交叉航迹（Cross Track）

修订发送函

至：所有737NG飞行机组训练手册用户，波音文件号FCT 737 NG (TM)。

主题：飞行机组训练手册修订。

本修订反应了主题修改日期45天前波音公司可用的最新信息。下列修改要点解释了本修订中的变化。下列概述信息解释了如何使用修改条以识别新的或修改的信息。

修订记录

修订号	修改日期	归档日期	修订号	修改日期	归档日期
初始	1999-04-01		1	2001-10-31	
2	2002-10-31		3	2003-10-31	
4	2004-10-31		5	2005-10-31	
6	2006-10-31		7	2007-10-31	
8	2008-10-31		9	2010-06-30	
10	2011-07-29				

概述

波音公司颁布了飞行机组训练手册(FCTM)的修订版，为机动和技术提供了新的或修订的建议，或是提供了支持使用手册(FCOM)中程序改动的信息。修订还收编了先前颁发的飞行技术通告中的有用内容。

正式的修改包括新的修改记录，修改要点和最新的有效页清单。使用新的修订记录信息和有效页清单来核对训练手册的内容。

在含有修改的技术内容的页面上，标有与更改后的文字或插图相应的修改条。编辑修订（例如，拼写修改）可能没有相关要点，仅用修改条标出。

修改后的飞行机组训练手册将根据合同中的数量提供给用户。

通过波音数据与服务管理目录中可获得额外的拷贝。该手册针对航空公司飞机的改装也提供 FRAME 格式，如果需要 FRAME 格式请告知。

归档指导

如有效页清单（0.5）所示此次修订是对 FCTM 的一次完整重印。撤掉所有的旧页面。该次修订中还包含了新的分隔页，包括附录的分隔页。

修改要点

该手册（0.4）代替你手册中现有的部分（0.4）。

该手册由数据库印刷而来；文字及插图都标有构型信息。偶尔，由于数据库标识的更改，或是由于新增的数据库信息而增加标识，某些页可能未做更改却含有修改条。在下面的文件中，页面也可能因为修改微小而不含修改条。

第 0 章—前言

第 2 节－介绍

飞机构型

0.2.2-把手册中有关速度的“机动中”改成了“机动”，比如襟翼5机动速度，或一个能力，比如全或最小机动能力。这和第一章中的标题机动速度和裕度相一致。

第 3 节－缩写

0.3.5-删除了缩写“SAAAR”，与标题为“带有AR的RNP程序批准准则” 的AC90-101A相一致。FAA接纳了ICAO术语“AR”并不再使用术语“SAAAR”。

第 1 章—概述

机组资源管理

1.3-阐明了监控也是保持情景意识的一个重要部分。

显示面板管理

1.3-增加了一个新的部分，解释了波音不建议机组需要监控哪个显示除非某个特定程序要求。机组或运营人应该决定最好的方法来设定获得需要信息的显示。

最小机动速度

1.5-修改了速度带以和实际显示相符，以 80，100，120 和 140 节取代 90，110，130 和 150 节。

1.5-把“基于”改成“使用....计算出”因为这样更精确地解释了襟翼机动速度是如何决定的。

至抖杆的机动裕度

1.7-修改标题“影响机动裕度的情况”，包含“至抖杆”以使意思更加清晰。

速度游标的设置（主空速表或主飞行显示器/导航显示器）

1.13-修改了速度带以和实际显示相符，以 100，120，140，180，200 和 210 节取代 110，130，170，190 和 210 节。

喊话

1.16−增加了“推荐喊话”的解释并解释了“推荐喊话”和“程序喊话”的区别。

推荐喊话

1.17−把标准喊话改为推荐喊话，这样更精确地描述了喊话。

1.18-19 – 增加了在 1,000 英尺 AFE 的推荐喊话。这是飞机在 IMC 情况下应该达到稳定进近标准的高度并且一些飞机在这个高度有自动喊话。

垂直情景显示

1.23-修改了正文，使文意更加清晰。

寒冷温度高度修正

1.24-修正了 ISA 的定义。

冰晶结冰

1.25-增加了一个新的部分标题为“冰晶结冰”。这个部分，除了波音飞行操作技术手册中关于此主题的部分外，试图提供给飞行员一个对于冰晶结冰更好的理解。

FMC 航路证实技术

1.28–增加了信息以解释为什么机组可能看到导航图和 FMC 上磁航向或航迹的微小差别。

基本 RNP 概念

1.32–移除了缩写“SAAAR”，与标题为“带有 AR 的 RNP 程序批准准则” 的 AC90-101A 相一致。FAA 接纳了 ICAO 术语“AR”并不再使用术语“SAAAR”。

HUD

1.41–增加了向飞行员关于 HUD FPV 代表的意思的解释。

第 2 章—地面操作

滑行速度和刹车

2.6-增加了备注以强调在长距离的滑行中用连续的或很轻微的刹车来控制速度可能导致飞机的损坏。

急转弯进入狭窄滑行道

2.9-增加了新的部分以提供机组做急转弯和转弯进入狭窄滑行道的技术。

第 3 章—起飞和初始爬升

初始起飞滑跑

3.5－修改了关于在 60 节后设定 N1 的讨论以标示出在 60 节后可能需要立即的微小地“增加”推力而不是“调节”推力。在 60 节后没有理由来降低推力以对准 N1。做了其他非技术性的改变以使意思更加清晰。

3.5－移除了关于在正常起飞时使用前轮转弯手柄的讨论。在这部分的前段描述了正确使用前轮转弯手柄包括滑跑起飞和静止起飞的描述。关于推荐的最大滑行速度在第二章的滑行速度和刹车部分已经讲到过。

抬轮和离地－双发

3.7－增加了为什么从 VR 到离地的时间有差异。修改了段落以对应起飞顺序。

3.7—修改了图中距离离地的时间以符合图片之前的正文描述。

3.8—增加了轻全重起飞的注意事项。

减推力和减功率起飞

3.15-移除了“存在或”使原意更清晰。FCOM 中 SP.16 的风切变避让补充程序说如果证实风切变存在应该推迟起飞。

FAR 起飞跑道长度

3.20-修改了段落，使如何确定 AFM 加速停止距离更加清晰，强调正常操作建议使用反推和自动刹车。

襟翼收上—单发失效

3.38-增加了在襟翼收上机动速度“或者以上”，因为假定这个动作不会总是在襟翼收上机动速度时做出是具有现实意义的。

第 4 章—爬升、巡航、下降和等待

决定爬升速度

4.3-移除了“或者襟翼收上机动速度，取较高者”。襟翼收上机动速度不会超过 250 节。

最大高度

4.6-修改了最大认证高度的定义，包含了 FAA 标准下两个最常用的决定高度的方法。增加了一条：需要认识到一些监管机构可能有额外的标准。

4.6-修改了抖振或机动裕度限制高度的定义以更准确地定义最小可用裕度并简化了正文。移除了特定的 FAA 和 CAA/JAA 的要求；这些要求不在此手册目的范围内。

最佳高度

4.7-8-修改了最佳高度，阐明这个高度是在静止空气的条件下计算出的。

FMC 等待空速不可用

4.24-修正了等待空速表的位置。

4.24-更改“足够抖振裕度”为“到初始抖振至少有一个 0.3g 的裕度”。“足够的抖振裕度”不是确切的解释，因此到初始抖振有至少 0.3g 裕度更准确反映了真实获得的裕度。

4.24-更改“足够抖振裕度”为“到初始抖振有一个 0.3g 的裕度”。“足够的抖振裕度”不是确切的解释，因此到初始抖振有 0.3g 裕度更准确反映了真实获得的裕度。

第 5 章—进近和复飞

稳定进近的建议

5.5-修改了何时应该开始复飞的解释。在之前的注释中已经包含了 IMC 和 VMC 情况下的高度。

放襟翼

5.7-修改了放襟翼计划表的解释，阐明放襟翼速度是随着飞机重量而变化的。

进近

5.16-在几个地方把“风修正”改成“风的增加量”是正文前后一致。

5.17-在几个地方把“前滑”改为“侧滑”。

低能见度进近

5.23-增加了关于在双通道进近时低于 400 英尺 RA 自动驾驶断开时的配平失误情况。这个信息在这章后部分标题为“在或低于警告高度”的部分，故障可操作飞机中可以找到。

故障消极防护与故障后可操作自动飞行系统的比较

5.26-修正了在 50 英尺故障可操作飞机 F/D 指令条的显示。

非 ILS 仪表进近

5.34-增加了 RNAV 目视进近的描述，因为这是一个少见的非 ILS 进近类型。

仪表进近-RNAV（RNP）AR

5.60-移除了缩写“SAAAR”，与标题为“带有 AR 的 RNP 程序批准准则” 的 AC90-101A 相一致。FAA 接纳了 ICAO 术语“AR”并不再使用术语“SAAAR”。

5.61-修改了注释以解释依照 AC90-101A 什么时候可以或不能完成直飞或者切入航道的修改。

5.63-修改垂直航迹偏差限制为 75 英尺。

5.63-增加了为什么至少一个飞行员的地图显示被要求放在 10 海里范围内的解释。

第 6 章—着陆

改平和接地

6.7-增加了说明，建议改平高度是对于典型情况而言的。

6.7-修改了此部分使文意更清晰。

6.8-从标题为俯仰和横滚限制条件的部分移除了正文。此正文更加适用于此部分。

6.8-重新组织了此部分正文并且重写了有些部分使得文意更清晰。

空速控制

6.8-修改段落，阐明了没有必要等到直到开始改平才开始减去稳定顶风分量。这个减去顶风分量的动作可以在接近改平时或者改平后开始，根据需要减去多少空速而定。目的是在接地时间去稳定顶风分量。

着陆拉平剖面

6.9-移除了多余的段落。

使用 HUD 系统改平和接地

6.9-增加了新的部分。将这章前部分的段落移到新的部分。

俯仰和滚转限制情况

6.25-移除关于过长的改平的讨论到这章前部分标题为正常接地姿态的部分。

6.25-增加了关于图表是基于固定机翼的解释，并且当使用图表时这个情况也需要考虑在内。

6.25-把关于驾驶飞机落到跑道上希望的接地点的讨论及注释移到这章前面标题为“着陆改平剖面”的部分。

6.25-修改了条件，指出在压缩支柱进入静态状态后才能获得测量数据。

着陆滑跑

6.31-修改了正文并指出在接地后保持机头上仰会导致更高的机头下沉率并降低刹车效率。

机轮刹车

6.36-增加了说明，在有足够滑跑距离的情况下在湿或滑的跑道上使用自动刹车设定 2 是适当的。

6.38-移除了告诉机组不要反复踩刹车板的正文。在非正常检查单中提供了这部分正文，这个建议的原因在下一段落中已经包含了。

6.38-增加了为什么波音建议如果防滞系统不工作飞行员在着陆过程中不应该反复踩刹车的原因。

第 7 章—机动飞行

自动驾驶进入和改平

7.6-7-增加在快速下降中如果遇到短时间内速度增加高于 VMO/MMO 的机组指导。移除了关于改平的重复信息并把最后三段合并成一段使文意更清晰。

接近失速或失速

7.8-修改了此部分使其与新近修改的接近失速或失速改出机动相一致。参考最近的飞行操作技术手册中标题为接近失速或失速改出机动的部分。

接近失速或失速改出

7.8-修改了此部分，强调了接近失速或完全发展失速的改出都是通过降低迎角使之低于失速角来完成一个积极和有效的改出。

7.10-增加了标题为“高高度改出”的新的部分以解释在高高度接近失速的改出和在进近阶段改出的不同点。

接近失速或失速改出训练

7.10-修改了此部分，使之与新修改的接近失速或失速改出机动相一致。波音训练的重点已经由最小高度损失的改出转换为降低迎角使之低于失速角度以完成一个积极有效的改出。这部分直到修改的 QRH 接近失速高出机动收到后才使用。

地形避让-RNAV（RNP）AR 操作

7.15-修改了标题以更好地定义低 RNP 操作。

第 8 章—非正常操作

高发动机振动

8.8-修改了标题以更准确地描述此部分的目录。

鸟击

8.10-修正了语法错误。

空速不可靠

8.18-移除了句子：机体姿态随毛重和高度的变化是很微小的。全重和高度的变化对爬升姿态的变化有相当的作用，此变化可以在 QRH 中 PI 部分的以不可靠空速飞行的表中看到。

燃油泄漏

8.20-修改了描述发动机燃油泄漏非正常检查单的目的和目标的通用信息。

起落架手柄在收上位卡阻

8.23-增加新的部分因为起落架手柄卡阻在收上位非正常检查单已经加到 QRH 中了。

着陆危险因素

8.30-在此手册中增加“稳定进近建议”的参考以提供读者关于此主题更多的信息。

第 A 章—附录

喊话

A.2.1-增加了建议操作者基于他们机队构型和特定操作需要来发展他们自己的“建议喊话”。

在非 WGS-84 基准数据空域使用 GPS

A.2.2-修改了建议，鼓励操作者消除所有的公布的非 WGS-84 程序而不是让他们修改 WGS-84 标准。对于公布的与现存 WGS-84 不相容的程序，航空公司需要创建与航空公司自身相适应的数据并每 28 天检查一次以确保公布的进近没有更改。

仪表进近-RNAV（RNP）AR

A.2.7-移除了缩写“SAAAR”，与标题为“带有 AR 的 RNP 程序批准准则” 的 AC90-101A 相一致。FAA 接纳了 ICAO 术语“AR”并不再使用术语“SAAAR”。

前言 第 0 章
有效页清单 第 5 节

页	日期
飞行机组训练手册	
*扉页	2011-07-29
*版权	2011-07-29
*0.TOC.1-2	2011-07-29
*0.1.1-2	2011-07-29
*0.2.1-2	2011-07-29
*0.3.1-6	2011-07-29
修订记录（分隔页）	
*0.4.1-14	2011-07-29
有效页清单	
*0.5.1-2	2011-07-29
概述信息（分隔页）	
*1.TOC.1-4	2011-07-29
*1.1-44	2011-07-29
地面操作（分隔页）	
*2.TOC.1-2	2011-07-29
*2.1-16	2011-07-29
起飞，初始爬升（分隔页）	
*3.TOC.1-2	2011-07-29
*3.1-40	2011-07-29
爬升，巡航，下降，等待（分隔页）	
*4.TOC.1-2	2011-07-29
*4.1-24	2011-07-29
进近，复飞（分隔页）	
*5.TOC.1-4	2011-07-29
*5.1-80	2011-07-29
着陆（分隔页）	
*6.TOC.1-2	2011-07-29
*6.1-48	2011-07-29
机动（分隔页）	
*7.TOC.1-2	2011-07-29
*7.1-22	2011-07-29
非正常操作（分隔页）	
*8.TOC.1-4	2011-07-29
*8.1-38	2011-07-29
附录（分隔页）	
*A.1.1-2	2011-07-29
*A.2.1-8	2011-07-29
索引（分隔页）	
*Index.1-10	2011-07-29

*=修改，增加或删除

预 留
空 页

概述 第 1 章
目录 第 TOC 节

预 留
空 页

概述 第 1 章

前言

本章节摘要提出波音公司的飞机使用政策。建议的程序包括：机组配合、襟翼/速度计划、推力管理、穿越颠簸气流和机组资源管理。这还为标准化提供了基础。超过机组成员操纵能力的情况会使机组无法准确遵守机动程序。这种机动并不用来取代良好的判断和逻辑思考。

使用原则

正常程序是为机组人员训练使用的。程序的顺序是遵照仪表巡视图执行的。每个机组成员都在驾驶舱指定的区域内按照正常和补充程序执行。非正常程序和机组成员责任区域以外任何行动都在机长指令下行动。

还提供了非正常检查单，以便在地面或空中应付或解决非正常情况。

按需执行补充程序，而不是在每个航段上都执行。它们未包括在 QRH（快速检查单）之内。

要求维护检查的事件

附录 A.2.1

在地面或飞行操作过程中，可能会发生一些需要在飞行之后进行维修检查的事件。大多数用户都有能提供指导的程序或原则，以帮助机组确定应记录哪些事件。

如果缺少规定的用户程序或原则，可使用下列指导来确定需要维修检查的事件：

- 重着陆
- 严重的颠簸气流
- 超速–襟翼 / 缝翼，MMO/VMO，起落架，起落架轮胎
- 高能制动（参考 AMM 作为指导）
- 雷击
- 严重的灰尘
- 擦机尾
- 超重着陆

- 任何飞行员感觉需要进行维修检查的事件。例如， TCAS事件或地形避让机动飞行过程中，过度粗猛抬头，可能造成结构的损坏。

注：如不确定，最好的行动步骤就是报告。

训练目的

飞行训练计划让学员为取得驾驶飞机的资格和/或通过 FAA 等级检查（或相当的）作准备。强调的是飞行安全、旅客舒适和经济效益。

资格要求（检查飞行）

完成转机型训练后，经他的教员推荐，每个驾驶员都要按照要求作实例检查飞行，以显示其机动飞行能力和执行 FAA 或其他适用的管理条例所规定的程序的能力。在整个要求的机动飞行过程中，必须表现出具有高度安全水准的指挥能力和良好的判断力。在确定飞行员是否显示出这样的判断能力时，检查员将评估该飞行员是否遵照批准的程序，是否在分析情况的基础上采取措施，并是否仔细和谨慎地选择行动方案。

评估

在模拟机训练完毕时，要进行评估。评估的内容随着所用模拟机的性能和管理机构的要求变化。

如果没有按照 FAA 要求或其他相关的条例完成训练，则可能要求进行实际评估。

机组资源管理（CRM）

机组资源管理是团队管理概念的应用，也是对可用资源的有效利用，这样做可以达到安全飞行的目的。除了机组，机组资源管理还涉及到那些与驾驶飞机所需决断有关的，且与机组一起进行日常工作的团队。这些团队包括，但不仅限于：飞行签派，飞行乘务员，机务人员和空中交通管制人员。

通过该手册，讨论了帮助在驾驶舱建立良好机组资源管理习惯方式的技术。例如，手册强调情况意识与交流。情况意识，或准确感知机舱内和飞机外所发生情况的能力，需要我们实时监控，进行提问，交叉检查，交流，和对认识的提炼。

机舱内的机组人员应能辨别与交流任何出现的不安全和不寻常情况，这点是十分重要的。经验已经证明，保持飞行安全和解决特殊情况的最有效方法是：在制定决断的过程中，结合所有机组人员的技术与经验，以

此来决定最安全的行动过程。

使用耳机和驾驶舱话筒的原则

从起飞到爬升顶点，从开始下降直到进近和着陆的整个过程，都应戴好飞机上的耳机和吊杆话筒/耳机。在巡航中，可使用驾驶舱话筒。扬声器音量应保持在最小可使用的水平上，以防干扰驾驶舱内正常机组对话，但要确保相关通信的接收。

显示面板管理

波音不推荐机组在地面和空中操作时应该监控哪种显示，除非在一个程序中有特殊要求。鼓励机组在飞行的任何阶段选择他们认为是最有效获取需要信息的那种显示。

机动速度和裕度

本节解释了襟翼机动速度和最小机动速度之间的区别。也描述了在收放襟翼时空速对至抖杆的机动裕度或坡度能力的影响。

襟翼机动速度

下列表格包含了不同襟翼设置的襟翼机动速度。襟翼机动速度是起飞和着陆时建议的操作速度。这些速度保证了至少在机场高度几千英尺内的全机动能力或至抖杆至少 40°的坡度能力（25°坡度和 15°过调量）。当在 20,000 英尺以下放襟翼，随着高度增加，固定速度的抖杆机动裕度减小。

襟翼位置	所有重量
襟翼收上	VREF40＋70
襟翼 1	VREF40＋50
襟翼 5	VREF40＋30
襟翼 10	VREF40+30
襟翼 15	VREF40+20
襟翼 25	VREF40+10
襟翼 30	VREF30
襟翼 40	VREF40

最小机动速度

速度带下部琥珀色区域顶端显示最小机动速度。下部琥珀色区域的功能在襟翼放下和襟翼收上操作中略有不同。然而，在两种情况之下，它都会提醒机组当以琥珀色区域内的空速操作时，可用的机动能力小于最大机动能力。

注： 在正常的情况中，目标速度始终等于或大于最小机动速度（琥珀色区域顶端）。在非正常的情况中，目标速度可能小于最小机动速度。

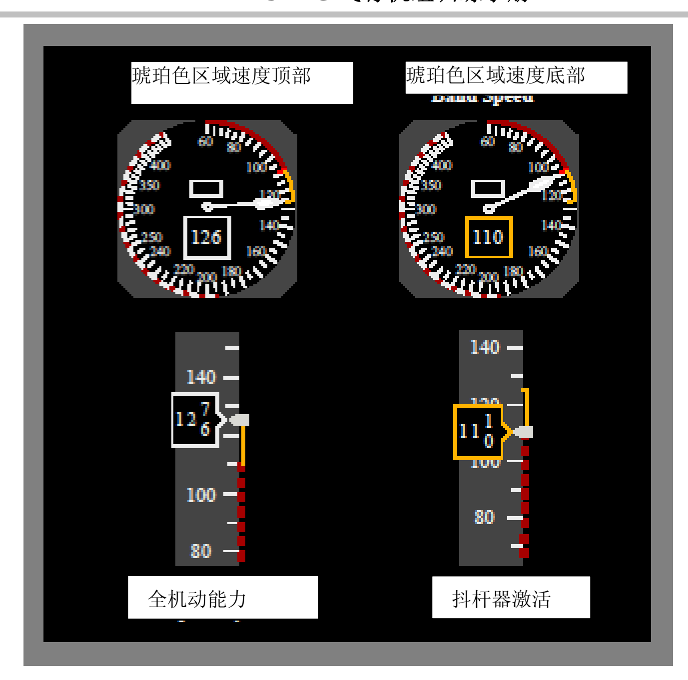
襟翼放下琥珀色区域

对于所有的襟翼放下操作（任何时候襟翼没有完全收起）最小速度是提供全机动能力，1.3g 或至抖杆 40° 的坡度能力（25° 坡度和 15° 过度偏转）的最小速度。琥珀色区域的顶部不随 g 载荷而变化。

随着空速减小至琥珀色区域顶部以下，机动能力减小。在 1g 的飞行中，琥珀色区域中间的速度提供了足够的机动能力或 30° 的坡度能力（15° 坡度和 15° 过度偏转）。琥珀色区域底部的速度（红色和黑色带的顶部）对应当前 g 载荷抖杆的开始。如果在机动飞行中 g 载荷增加，抖杆开始的速度也增加。

注： 抖杆设置在实际失速之前激活。在不失速的情况下有足够的裕度从抖杆改出。

下表显示了装有MASI或PFD的飞机相对于琥珀色区域空速的位置。



最小机动速度（下琥珀色区域顶部所示）不应与襟翼机动速度混淆。襟翼机动速度是基于飞机的重量，最小机动速度则是使用飞机的迎角和当前的空速计算出的。这两个速度提供了独立的方式以确保当前的空速至少为终端区域机动飞行提供了全机动能力。

注： 在正常的情况中，当前襟翼卡位的襟翼机动速度应总是等于或大于最小机动速度。在非正常的情况中，当前襟翼位置的襟翼机动速度可能小于最小机动速度。

襟翼收上琥珀色区域

高度约 10,000 英尺以下时，襟翼收上琥珀色区域的功能和上述的襟翼放下琥珀色区域功能相似，琥珀色区域的顶部代表了全机动能力。在 10,000 和 20,000 英尺之间由于马赫作用的增加，随着高度增加，琥珀色区域顶部的机动能力减小，但是至少仍然提供了足够的机动能力。高于约 20,000 英尺，琥珀色区域顶部显示的速度提供了至低速抖振 1.3g 的机动能力（或由维修人员预先设置的备用的批准机动能力）。

抖杆机动裕度

下列数据显示了飞机机动能力或抖杆裕度和空速之间的相互关系。它包括了收放襟翼的情况。

当复习机动裕度图表时，注意：

- 在水平匀速飞行中，坡度和载荷量（G's）有直接的关系。比如，1.1G 相当于 25°坡度，1.3G－40°，2.0G's－60°
- 图示的机动裕度假设匀速，水平飞行条件
- 在到达实际失速速度之前，开始抖杆
- 襟翼收放速度是根据襟翼收放计划表将襟翼放至下一个襟翼位置的速度。
- 襟翼收放计划表提供了接近最小阻力的速度，爬升时接近最大爬升角的速度。在平飞中它提供了相对恒定的俯仰姿态并且在不同的襟翼位置几乎不用调整油门。
- 实线代表在计划的襟翼收放速度时襟翼构型的变化
- 实线上的黑点指示：
    - 当前襟翼设置的机动速度
    - 下一个襟翼设置的襟翼收放速度
- 机动裕度是基于基本的抖杆计划，且不包括使用防冰的修正。

表示收襟翼（起飞）或放襟翼（着陆）的粗线和给定的坡度角间的距离代表了在水平匀速飞行中，抖杆和襟翼计划间的机动裕度。当襟翼收放延伸到低于图中某个坡度角时，在达到该坡度角之前，可能会引发抖杆。

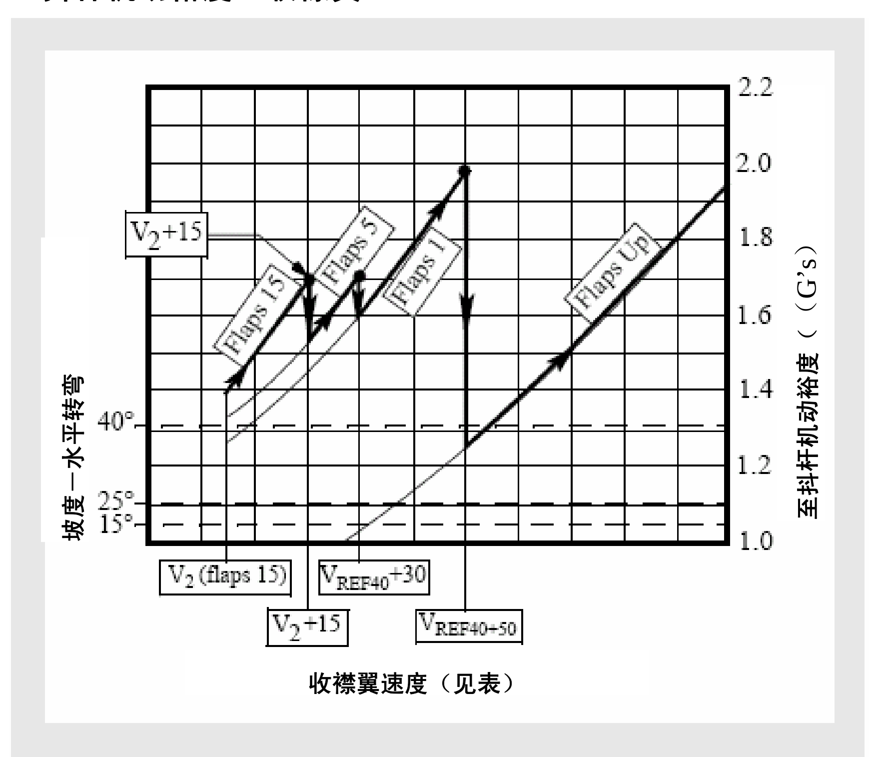
影响至抖杆机动裕度的情况

对于一个固定的重量和高度，当空速增加时至抖杆的机动裕度增加。其他因素可能或者可能不影响机动裕度：

- 全重：通常，机动裕度随着全重的增加而减小。增加重量，基本速度（V2 或 VREF）增加。速度的增量，对于较重的重量而言，增加的百分比较小
- 高度：对于固定的空速，通常机动裕度随着高度增加而减小
- 温度：温度改变对于机动裕度的减小可以忽略不计
- 起落架：放起落架时机动裕度可能略微减小。损失相当于 2 节或更小的空速

- 减速板：减速板放出时，在任何襟翼位置，机动裕度减少
- 收襟翼时单发：由于丧失推力后升力减小，机动裕度也会略微减小。损失相当于 4 节或更小的空速
- 防冰：使用机翼防冰减小了襟翼收上和襟翼放下的机动裕度。使用发动机防冰减小了襟翼放下的机动裕度，但对襟翼收上的机动裕度无影响。如果仅使用发动机防冰，当发动机防冰关时没有影响。如果使用机翼防冰，影响一直存在直至飞机着陆

至抖杆机动裕度－收襟翼

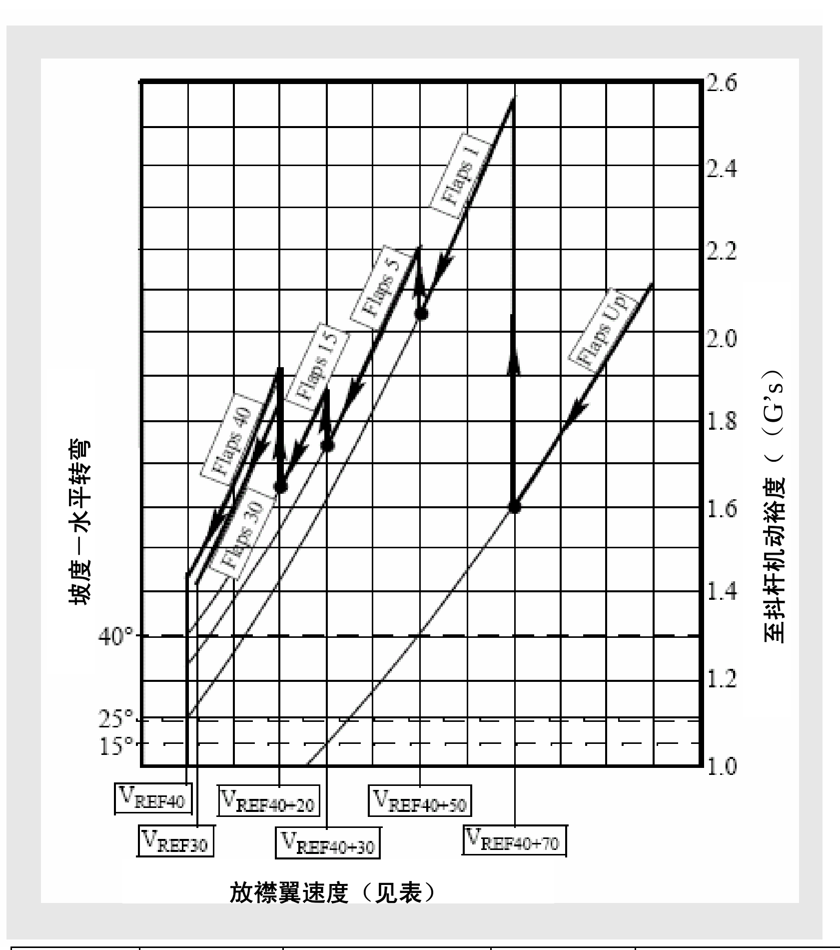


起飞襟翼	在速度（显示）	收襟翼速度	选择襟翼
25	V2+15 “15” “5” “1”	V2+15 Vref40+20 Vref40+30 Vref40+50	15 5 1 收起
15 或 10	V2+15 “5” “1”	V2+15 Vref40+30 Vref40+50	5 1 收起
5	V2+15 “1”	V2+15 Vref40+50	1 收起
1	“1”	Vref40+50	收起

- “收上”-襟翼收上机动速度。
- “1”、“5”、“15”-对应襟翼机动速度的数字。

在达到 V2＋15 之前，限制坡度角在 15°

至抖杆机动裕度－襟翼放下



当前襟翼位置	在速度带“显示”	放襟翼速度	选择的襟翼	所选襟翼的指令速度
收上	“收上”	Vref 40+70	1	“1”
1	“1”	Vref 40+50	5	“5”
5	“5”	Vref 40+30	15	“15”
15	“15”	Vref 40+20	30 或 40	（Vref 30 或 Vref 40）＋风增量

指令速度

飞行员可以通过 MCP 板或 FMC 来设定指令速度，指令速度在空速表上由一个品红色的游标表示或由 PFD 空速表上的品红色空速游标表示。

起飞

除非飞行员要加速并收襟翼，或随后接通俯仰方式，否则指令速度保持在 V2。在加速高度人工选择襟翼收上机动速度。

爬升，巡航和下降

在 VNAV（垂直导航）操作或人工使用 MCP（方式控制面板）期间，通过 FMC 将指令速度设定为相应的速度。在进近和着陆的时候，将白色的空速游标（如安装）设定在相应的空速上。

进近

在使用 VNAV 中，FMC 将指令速度设置为所选襟翼位置对应的机动速度，或使用 MCP 来人工设置指令速度。

着陆

当使用自动油门时，将指令速度设置为 VREF＋5 海里。自动油门接通时有足够的风和阵风保护可用，因为设计自动油门是为了当空速下降至低于指令速度时迅速调整油门，当空速超过指令速度时缓慢地减小油门。在颠簸中，其结果是平均推力高于维持指令速度所需的推力。这导致了平均速度超过指令速度。

如果自动油门断开，或计划在着陆前断开，建议的进近速度修正方法是在基准速度上增加了报告的二分之一稳定顶风分量，再加上超过稳定风的全部阵风增量。报告的二分之一稳定顶风分量可以这样估算，50％的正顶风，35％的 45°侧风，正侧风是零，用插入法进行计算。

在修正风时，最大的进近速度不应超过 VREF+20 海里或着陆襟翼标牌速度减 5 海里，取两者中的较小值。该方法提供了足够的低速机动能力并减小了襟翼卸载工作的可能性。通过使用减小的着陆襟翼设置也可能增加卸载工作的裕度。下列表格显示了跑道航向 360°时风添加值的例子。

塔台报告	附加风	进近速度
360 度 16 海里	8	VREF+8 海里/小时
无风	0	VREF+5 海里/小时
360 度 20 海里阵风 30 海里	10+10	VREF+20 海里/小时*
060 度 24 海里	6	VREF+6 海里/小时
090 度 15 海里	0	VREF+5 海里/小时
090 度 15 海里阵风 25 海里	0＋10	VREF+10 海里/小时

*如果 VREF＋20 超过着陆襟翼标牌速度减 5 海里/小时，使用着陆襟翼标牌速度减 5 海里/小时。

注：顺风不使用风增量。将指令速度设置在 VREF+5 海里/小时（自动油门接通或断开）。

非正常情况

偶尔，非正常检查单也指示飞行机组使用包括速度增量的基准速度（VREF），如 VREF 15+15。当按照非正常检查单调整基准速度（VREF）时，该基准速度（VREF）是着陆使用的基准速度（VREF）。例如，如果非正常检查单指定“以襟翼 15 和 VREF 15+10 着陆”，飞行机组应选择襟翼 15 作为着陆襟翼，在飞行管理计算机（FMC）或快速检查单（QRH）上查寻 VREF 15 速度，并在该速度上增加 10 海里/小时。

当使用自动油门时，指令速度设置在 VREF+5 海里/小时。自动油门接通不需要风增量时，有足够的风和阵风保护。

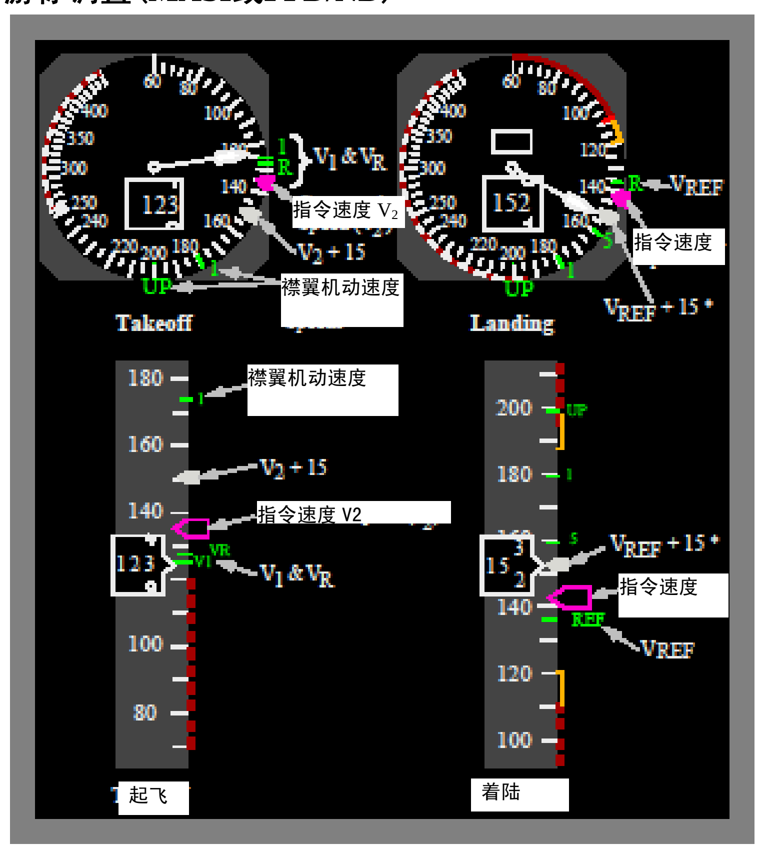
如果自动油门脱开，或自动油门计划在着陆前脱开，必须在基准速度（VREF）上加上适当的风增量，以达到指令速度，并以此速度进近。例如，如果检查单表明“使用 VREF 40+30 海里/小时”，指令速度应被设置在基准速度（VREF 40+30）+风增量（最小 5 海里/小时，最大 20 海里/小时）。

如果以襟翼 15 着陆，并需要 VREF ICE，（VREF ICE=VREF 15+10），风增量不应超过 10 海里/小时。

基准游标

下图显示了起飞和进近时空速指示器上基准游标的位置。

游标调置（MASI或PFD/ND）



737-800—737-900ER

*对 CDS Block Point 2004 及 CDS Block Point 2004 之后的飞机，VREF ＋20。参考 FCOM 以获得正确的构型。

起飞

当在 FMC 中输入无燃油重量、V1 和 VR 后，空速游标自动显示在 V1,VR 和下一个襟翼位置的最小收襟翼速度上。使用 MCP 设置指令速度为 V2。V2 是最小起飞安全速度，并为所有起飞襟翼提供了至少 30°坡度能力（15°＋15°复飞）。空速游标自动设置为高于指令速度 15 海里/小时。V2＋15 为所有起飞襟翼提供了 40°坡度能力（25°＋15°复飞）。

进近－着陆

737-600，737-700

在飞行管理计算机（FMC）中输入着陆襟翼/速度后显示 VREF 和 VREF＋15。当前襟翼位置和下一个襟翼位置的机动速度会自动显示在空速表上。

737-800－737-900ER

在飞行管理计算机（FMC）中输入着陆襟翼/速度后显示（对有 CDS Block Point 2004 和之后版本的飞机，VREF＋20）VREF 和 VREF＋15。当前襟翼位置和下一个襟翼位置的机动速度会自动显示在空速表上。

FMC不工作的游标调置

在 FMC 不工作时，使用速度基准选择器设置 V1、VR 和 VREF。详见 FCOM，第 SP.10 节。

推力管理

设置推力

在飞行机组训练手册和飞行机组使用手册中的各处均使用“设置推力”或“证实推力已设置”的术语。N1 指示确定正确的推力设置。然而，当设置或证实适当的推力已设置时，飞行机组的注意力不应只集中在设置准确的指示上，而不去交叉检查其它的发动机指示是否与 N1 指示一致以及保持环境意识。

最大推力

在飞行机组训练手册和飞行机组使用手册中的各处均使用“最大推力”这一术语。最大推力来自于：

- 发动机电子控制以正常模式工作的飞机，把油门推到底
- 发动机电子控制以备用模式工作的飞机，仅前推油门至全额起飞或复飞限制推力。仅在地形接触迫在眉睫时，才考虑把油门推到底。

注：最大推力的定义适用于除固定减推力起飞完成以外的所有情况。固定减推力被认为是起飞的一个限制。有关固定减推力起飞限制的进一步解释，参见第 3 章的减推力起飞一节。

喊话

附录 A.2.1

两个机组成员都应了解飞机的高度、位置和状态。

在飞行中的关键飞行阶段，特别在滑行、起飞、进近和着陆阶段，要避免闲聊和不重要的对话。因为当高度低于 10,000 英尺 MSL/FL100 时，无关紧要的对话会降低机组的效率并影响警觉性。在高高度机场，应该按需调高该高度。

提供推荐的喊话是为了达成良好的机组资源管理。这些喊话可以由用户修改。推荐的喊话不同于 FCOM 中程序部分里的程序化喊话。程序化的喊话是要求的。在这个部分里一些程序化喊话也被列在推荐的喊话中。

监控飞机的飞行员（PM）应根据仪表指示或对相应状态的观察来完成喊话。操纵飞机的飞行员（PF）应从他的仪表指示来验证喊话的情况/位置，并给以确认。如监控中的飞行员（PM）未进行所需喊话，则操纵飞机的飞行员（PF）应进行喊话。

监控飞机的飞行员（PM）要对严重偏离指令速度或飞行航迹的情况进行喊话。任何一名飞行员都应对飞行仪表的非正常显示进行喊话。（故障旗，丢失偏离指针，等等）

“机组资源管理”的基本概念之一是每个机组成员必需能够补充或代替另一个机组成员，作为他的后备。恰当地坚持推荐喊话是驾驶舱良好管理的基本要素。这些喊话为两名机组成员提供有关飞机系统以及另一机组成员参与的所需信息。在适当的时候，若缺少喊话，可能表明飞机系统失效或指示器故障，或表示另一个机组成员可能已经失能。

在进近过程中，操纵飞机的飞行员（PF）应确认除低于高于机场标高（AFE）500 英尺的喊话以外的所有近地警告系统（GPWS）语音喊话。在最低高度的推荐喊话“继续”或“复飞”不被认为是高度喊话且应坚持使用该喊话。若机组未听到自动电子语音喊话，监控飞机的飞行员（PM）应进行喊话。

注： 如果自动喊话不可用，监控飞机的飞行员(PM)应在 100 英尺，50 英尺，30 英尺（或其他所需的高度）无线电高度处进行喊话，以此对接地时的目视高度感觉有所帮助。

推荐喊话

	条件/位置	喊话 （除另有说明，否则均指监控飞机的飞行员）
爬升和下降	接近过渡高度	“过渡高度，设置标准气压”
	接近过渡高度层	“过渡高度层，重新设置高度表__”(in 或 mb)
	高于/低于指定高度/飞行高度层（IFR）1,000 英尺	“1,000 英尺到改平”
下降	10,000 英尺 MSL（如需要，减速）（IFR 和 VFR）	“10,000 英尺/FL100”

推荐喊话—ILS 或 GLS 进近

条件/位置	喊话 （除另有说明，否则均指监控中的飞行员）
航向道指针第一次向内移动	“航向道移动”
下滑道指针移第一次移动	“下滑道移动”
最后向台进近定位点	“外指点标/定位点，____英尺”
高于机场标高 1,000 英尺 AFE	“1,000 英尺”
高于机场标高 500 英尺（如适用，检查自动着陆状态信号牌）	“500 英尺”（飞行指引仪（F/D）或单台自动驾驶仪进近） 自动着陆态“拉平预拉”（仅对自动着陆喊话） 自动着陆状态“着陆 2 或着陆 3 或无自动着陆”
高于决断高度 100 英尺（故障消级防护的飞机）	“接近最低高度”
可见个别频闪灯	“频闪灯”
在警戒高度(AH) （故障后保持工作的飞机）—检查自动着陆状态信号牌	“警戒高度”
在 DA(H)有个别进近排灯-	“最低高度—进近灯/红色排灯”（如果安装）
在 DA(H)建立目视基准，即 PM 叫目视标志	PF：“继续”
在 DA(H)未建立适当的目视基准，即 PM 未叫目视信号或仅叫频闪灯	PF:“复飞”
在最低高度喊话—如果 PF 没有回应	“我控制飞机_”（说明目的）
低于 DA(H)—建立合适的目视基准	“跑道口/跑道接地区”
低于 DA(H)—建立合适的目视基准	PF:“着陆”
低于 DA(H)—未建立合适的目视基准，即 PM 未叫目视标志	PF：“复飞”

标准喊话—非ILS或非GLS进近

条件/位置	喊话 （除注释外均指监控中的飞行员）
VOR 或 LOC 航线偏差显示第一次向内移动	“航道/航向道移动”
最后向台进近定位点	“VOR/NDB/FIX”
高于机场标高 1,000 英尺 AFE	“1,000 英尺”
高于机场标高(AFE)500 英尺	“500 英尺”
高于决断高度(DA(H))或最低下降高度(MDA(H))100 英尺	“接近最低高度”
可见个别频闪灯	“频闪灯”
在DA(H)或MDA(H)可见个别进近排灯	“最低高度－进近灯/红色排灯”（如果安装）
在 DA(H)或 MDA(H)-建立了合适的目视基准，即 PM 叫目视标志	PF: “继续”
在 DA(H)或 MDA(H)-未建立合适的目视基准，即 PM 未叫任何目视标志或仅叫频闪灯	PF: “复飞”
在最低高度喊话—如果 PF 没有回应	“我控制飞机_”（说明目的）
低于DA(H)或MDA(H)—建立了合适的目视基准	“跑道口/跑道接地区”
低于DA(H)或MDA(H)—建立了合适的目视基准	PF：“着陆”
在 DA(H)或 MDA(H)-未建立合适的目视基准，即 PM 未叫任何目视标志	PF：“复飞”

标准用语

下面是建议的词和用语的一部分：

推力：

- “SET TAKEOFF THRUST”（“调定起飞推力”）
- “SET GO-AROUND THRUST”（“ 调定复飞推力”）
- “SET MAXIMUM CONTINUOUS THRUST”（“调定最大连续推力”）
- “SET CLIMB THRUST”（“ 调定爬升推力”）
- “SET CRUISE THRUST”（“ 调定巡航推力”）

襟翼位置设置：

- “FLAPS UP”（“襟翼收上”）
- “FLAPS ONE”（“襟翼 1”）
- “FLAPS FIVE”（“襟翼 5”）
- “FLAPS TEN”（“襟翼 10”）
- “FLAPS FIFTEEN”（“襟翼 15”）
- “FLAPS TWENTY-FIVE”（“襟翼 25”）
- “FLAPS THIRTY”（“襟翼 30”）
- “FLAPS FORTY”（“襟翼 40”）

空速：

- “80 KNOTS”（“80 海里/小时”）
- “V1”（“V1”）
- “ROTATE”（“抬轮”）
- “SET_____KNOTS”（“ 调定______海里/小时”）
- “SET VREF PLUS（调定VREF加（附加））”
- “SET FLAPS_____ SPEED”(“调定襟翼___速度” ）

电子飞行包（EFB）

本节提供有关选装的电子飞行包（EFB）使用的指导。EFB 可能包括以下部分或全部选装项目。

注： 机组使用电子飞行包的时候应避免盯住显示或在机组主要职能上分散注意力。

机场活动地图

机场活动地图是为了增强机组在计划滑行路线和滑行时的位置意识。该系统并非要取代包括直接目视观察滑行道、跑道、机场标志和标记以及其它机场交通在内的通常的滑行方法。滑行之前，应查看航行通告和机场地图（使用 EFB 终端图或文件），获取最新的机场状况，包括滑行道、跑道、建筑物等等，因为机场地图中不显示这些临时状况。

机组应直接目视观察驾驶舱窗外，作为主要的滑行导航基准。使用机场航向朝上（Heading-Up）或上北下南（North-Up）地图，通过下列方式增强位置意识：

- 核实滑行许可并帮助确定滑行计划（两名飞行员）
- 监控滑行过程和方向（两名飞行员）
- 向执行滑行的飞行员提出警戒并更新当前的滑行位置、即将到来的转弯以及所需的停止（不执行滑行的飞行员）。

在空中，可以使用机场上北下南（固定）固定地图帮助计划脱离跑道，并预计滑向登机门或停机位的滑行路线。

如果离场时一名机组成员的地图显示失效，那么他可以带一份准备好的纸质机场图文件。在该情况中滑行时，一名飞行员应继续使用机场地图显示来了解位置，而由另一名飞行员监控纸质图表上的进程。如果离场后一边地图显示失效并且没有纸质备份机场图，那么机组应该考虑由不执行滑行的飞行员不断地向执行滑行的飞行员提供滑行和位置更新，或不断地向地面控制请求滑行指导。总之，执行滑行的飞行员应通过外部目视观察始终集中精力进行滑行。如果两边的机场地图显示都失效，使用正常滑行程序。

注： 在使用航向朝上（Heading-Up）地图时，必须有 GPS 位置。

终端图

可以使用电子终端图来代替纸质图表。电子飞行包（EFB）中可能有航路图。如果飞机在一侧或两侧显示都失效的情况之下放行，机组应该按照 MEL 的规定使用备份图表。

飞机性能

如果输入了所有相应的条目，飞机性能应用可以提供相当于 AFM-DPI 数据或者机场分析的跑道特殊性能信息。进近准备过程中，系统可提供咨询着陆距离信息。

视频监视

机组可根据情况使用视频监视显示来识别要求进入驾驶舱的个人；其它航空公司规定的特殊目的，例如客舱或货舱观察，也可以使用视频监视显示。

电子记录本和其它文件

机组应该按照本公司的原则和程序中的规定使用电子记录本和其它电子文件。

飞行轨迹矢量(FPV)

在姿态显示器里，FPV 显示相对于水平线的飞行航迹角和相对于俯仰刻度中心的偏流角。该指示器使用惯性和气压输入值，在不可靠的主高度显示下，由飞行轨迹矢量显示的垂直飞行轨迹角是不可靠的。飞行员可在下列途径中使用 FPV：

- 当 F/D 不可用时，FPV 可作为建立和保持平飞的参考，当做机动飞行时，调整俯仰以保持 FPV 在水平线上将导致零垂直速度
- 当建立在爬升、下降或在目视进近的最后阶段时，进行垂直飞行航迹角的交叉检查

注： 五边进近时，FPV 不指示飞机相对于跑道的下滑航迹；必需使用 ILS 或 GLS 下滑道，VASI/PAPI 或其他合适方法做下滑道指示。

- 爬升或下降过程中，雷达天线能在所显示的 FPA（飞行航迹角）的基础上调整到适当的标高。雷达天线，像 FPV，是以水平线为基础的。例如：在爬升时调整雷达天线的角度，使之与 FPV 相对于水平线的角度相同，这会使雷达波在现存飞行轨迹上居中

• 如果不能使用地图，FPV（飞行轨迹矢量）指示可用作为飞机水平偏移方向的定性指示。FPV 在俯仰刻度上左右移动以显示相对于当前航向的地面航迹位置。除非飞机安装有地平线航向刻度，否则该显示不能确定偏流值。例如：FPV 显示向左移位指示右侧风分量，相应的航迹向左偏移

• 有地平线航向刻度的飞机，通过在相应的三边航向标志处设置 FPV 的尾部，确定三边航迹。同样，在最后进近中，将 FPV 的尾部设置在跑道的最后进近航道

• 作为目视起落航线的交叉参考。在三边航段上，为了保持平飞，飞行机组应将 FPV 定位在地平线上

• 在最后进近中，FPV 提供了迅速指出下降趋势的轨迹。此外，FPV 相对于飞机符号的位置提供了风向指示。

• FPV 可以用来帮助飞行员在出现不可靠空速指示时，保持合适的俯仰控制。通过将 FPV 保持在向上，向下或处于水平线可调整俯仰以建立需要的飞行航迹。

注：俯仰极限指示器不能用作飞行航迹引导，因为它是参考俯仰姿态的显示。

垂直情况显示

垂直情况显示（VSD）（如安装）帮助防止受控飞机撞地和进近及着陆事故。它是一个补充的显示，在于提高环境意识。与水平地图一起使用，它可以清晰显示飞机水平和垂直位置的图片。另外，它补充了如 GPWS 等其他的安全特征。VSD 不用于主要的参考，或者精确的地型跟踪工具。

飞行的任何阶段可以使用 VSD，但是最大的好处体现在初始爬升，下降和进近。当自动驾驶仪接通时，操纵飞机的飞行员应该考虑选择 VSD。手工飞行时，监控飞机的飞行员显示 VSD 也是有好处的。

离场时，VSD 可以使飞行员在 GPWS 警戒触发前更加充分地识别可能的地型冲突。这可能在飞机长时间处于低高度时特别有用。爬升和下降时，机组可以通过监测垂直航径指引检查垂直飞行剖面并在高度限制到达之前尽早识别。

爬升和下降时，VSD 可以使机组检查垂直飞行剖面并监控垂直飞行轨迹矢量。这样可以更早地辨别不能到达的高度限制。

建议进近时尽可能多的使用 VSD，因为它能帮助建立正确的下滑道。如果一个进近程序包含一个或多个下阶定位点，机组可以确定 FMC 航路和飞机当前的航路角遵循了正确的航路并清除所有位于或高于颁布高度的下阶定位点。在 500-1000 英尺处专用的决断点帮助飞行员更加稳定的进近。

使用 V/S 仪表进近，机组可以使用虚线的垂直速度来建立并监控垂直航航路。这样可以尽早识别不稳定的进近或不合适的下降率。

对于无发布的垂直航路（下滑轨迹角）的目视进近，显示一个 3°的参考指引。机组可以调整飞行航路角来覆盖 3°的基准线以保持一个稳定的进近。

为了改善速度稳定性控制，机组可以使用范围－至－目标速度符号（绿点）以显示沿垂直飞行航路引导哪些地方消除了超速。如果没有超速，符号不出现在显示上。

低温高度修正

附录 A.2.1

当外界温度(OAT)与标准大气温度(ISA)不同时，非标准空气密度会使气压高度表产生偏差。与标准的温度差异越大，气压高度表的偏差就越大。当温度高于 ISA 时，实际高度要高于仪表显示高度。当温度低于 ISA 时，实际高度就低于所显示高度。极度低温会造成严重的高度表偏差，并有可能造成越障高度的减小。飞行高度越高，这类偏差越大。

通常，当高度表偏差明显时，尤其是机场周围有高地和/或障碍物，且温度很低时(-30℃/-22℉或更低)，应该考虑执行低温高度修正补充程序。另外，如果离地高度（AGL）也是一个因素，飞行员也要考虑修正航路上的最小高度和/或飞行高度层。在某些情况之下，当温度在 0℃到−30℃之间时也有必要进行高度修正。

飞行员应注意，在极低温度的情况之下，当飞行最低高度远远地高于机场时，高度表偏差可能超过 1000 英尺，如果不进行修正就可能出现不安全离地高度（AGL）。

结冰条件操作

波音飞机经过审核适用于结冰条件下飞行的所有适航规则。用户需要注意结冰条件下飞行的所有操作程序。

尽管审核喷气飞机在结冰条件下飞行牵涉到许多保守的实际问题，这些实际问题从没有使在严重的结冰条件下无限制的操作成为有效。最安全的行动是避免在中度至严重的结冰条件下延时操作。

冰晶结冰

高高度的冰晶通常不认为是对喷气运输机的威胁，因为它们不导致机身结冰。事实上，有这样一种情况存在：固态的冰粒会通过融化来冷却发动机内部表面，并产生结冰。当结冰破裂后，可以导致发动机动力损失或者发动机损坏。症状包括喘振，熄火或者高振动值。

典型来说，在高高度，云中，当飞机在高于一片对流天气区域的高度飞行，并且在飞行高度很少或没有观测到飞机气象雷达回波时，有发生过发动机动力损失。在别的例子中，在飞行高度上有观测到雷达回波而飞行员也操纵以避开了这些区域。尽管飞行员避开了雷达波反射天气，发动机动力损失已经发生了。避开冰晶是一个挑战因为它们不容易被识别。

波音已成为正在进行中的此项研究的必不可少的一环，以更好地了解冰晶结冰。关于此课题更多的信息，见波音飞行操作技术手册标题为冰晶结冰的部分。这个手册提供了真实事件的信息，包括那些在冰晶结冰中飞行，经历过的发动机动力损失和发动机损坏。它也提供了辨识冰晶结冰环境的方法，如果怀疑有冰晶结冰它还提供了建议的操作。关于冰晶结冰的补充程序也正在考虑中。

训练飞行

在结冰条件下多种进近和/或连续起飞着陆可能会导致风扇叶片受损。由于冰积累在发动机的非受热面上而导致上述情况的发生。结冰条件下的商业飞行不受限制。

建议的方向舵配平技术

本节讨论正确配平方向舵的两种技术。假设飞机配平正确且处于正常巡航状态下。主要技术是仅使用方向舵配平使驾驶盘水平，这是行之有效的配平飞机的方法，大致相当于最小阻力技术。此方法可用于正常以及许多非正常状况。在一些非正常状态下，比如发动机失效，这种方法是比较可取的，它可以提供接近最小值的阻力。

备用技术可以在由于横滚不平衡而横滚时提供更精确的配平状态。另外，此技术还概括了如果采用主要配平技术而导致坡度角不当或方向舵配平过大时应采取的步骤。备用技术同时使用方向舵和副翼配平将横滚条件居中，以坡度指针为参考。

注：配平要求过大可能说明需要维护，应填写飞行记录本。

配平技术带来的阻力系数

如果驾驶盘转动到扰流板开始偏转，空气动力阻力就会明显增大。此外，使用任何装置使扰流板抬起都会造成单位配平阻力的显著增加。这些状况会使燃油的消耗量增大。略微超出配平范围会影响燃油流量，如果没有发生扰流板偏转，其不会超过 1%。

注：燃油明显不平衡、飞机损坏或飞行控制系统故障时可以进行副翼配平。

主要方向舵配平技术

在执行主要方向舵配平技术（仅使用方向舵配平）时，建议将自动驾驶保持接通。完成此技术后，如果自动驾驶脱开，飞机应保持恒定的航向。

主要方向舵配平技术应用下述步骤：

- 设置对称推力
- 如果需要，则平衡燃油

- 确保在 HDG SEL 下接通自动驾驶，并且稳定至少 30 秒
- 向驾驶盘低的一侧使用方向舵配平，直至驾驶盘显示改平。应使用驾驶盘顶部的刻度来确保驾驶盘的水平状态。驾驶盘水平时，飞机配平正确，（零刻度）。由于速度、全重或高度变化，配平要求可能会改变。在配平正确的情况之下，可能会轻微地向前侧滑（坡度指针指示轻微坡度角），并且会有极小的侧滑仪偏移，这些都是可以接受的。

备用方向舵配平技术

如果采用主要配平技术而导致不能接受的坡度角，方向舵配平过大，或需要更精确的双轴配平时，可以使用备用方向舵配平技术。

备用方向舵配平技术应用下述步骤：

- 设置对称推力
- 如果需要，则平衡燃油
- 核实方向舵配平为零
- 确保在 HDG SEL 或 HDG HOLD 接通自动驾驶，并且稳定至少 30 秒
- 向驾驶盘低的一侧使用方向舵配平，直至坡度显示改平（坡度指针不指示坡度角）。逐渐增加方向舵配平量，在每一次配平输入后使坡度稳定。配平量大，难以协调。当坡度指针显示坡度角为零时，飞机已正确配平。如果飞机配平正确，驾驶盘应显示大致水平。最终的驾驶盘状态显示自动驾驶正在使用飞机的真副翼（横滚）配平。

完成备用方向舵配平方法之后，如果自动驾驶脱开，飞机可能会有横滚趋势。使用坡度指针作为参考，保持机翼水平。使用副翼配平电门消除任何驾驶盘力。如果配平正确，飞机保持恒定航向，且驾驶盘/杆上的副翼配平读数和自动驾驶接通时的读数一致。副翼配平输入需要额外的时间，应在最后进近之前完成。

飞行管理计算机/CDUs

飞行管理系统为机组提供导航和性能信息，从而大大减少机组的工作负荷。按照计划进行系统操作时，包括正确的航前检查和飞行中及时的变化，就可以充分体会到工作负担的减少。飞行中发生任何变化，都必须监视 FMC 引导。万一在不恰当的时候或在飞机密集区，改变飞行计划，机组应立即恢复到非 LNAV/VNAV 的模式。

在飞行前，所有飞行计划或相关于 FMC CDU 的性能需要由一个飞行员输入，另一个飞行员证实。飞行中由监控飞机的飞行员（PM）修改 FMC 控制显示组件（CDU），并由操纵飞机的飞行员（PF）确认之后执行。

FMC 航路核实技术

在 FMC 中输入航路后，机组应核实所输入的航路是正确的。可以通过几种技术来核实。机组应比较以下内容：

- 飞行计划与 ROUTE 页面上所输入的航路与航路点
- 计算机飞行计划全距离和预计剩余燃油，与进程页面上的 FMC 计算出的至目的地的距离和计算出的到达目的地时的剩余燃油。

对于长航程飞行和计划跨洋的飞行，机组应该按照计算机飞行计划交叉检查 LEGS 页面，以确保航路点、磁或真航迹和航路点间的距离与计算机飞行计划一致。

如果以上各点有任何的不符，修正 LEGS 页面，使之与申报的飞行计划航段一致。使用计划方式交叉检查地图显示，也有助于核实飞行计划。

当飞行员将航图程序与导航数据对比时，主要关切的领域是：航路点顺序，速度和高度限制和没有非预期的中断。导航图上的磁航向或磁航迹与 FMC 上的航向或航迹可能存在微小差别。通常，这是因为 FMC 有一个磁偏差的查找表，但是导航图的设计者使用了当地的磁偏差。微小的差别也可以是因为设备制造商使用的磁偏差导致的。这些微小的差别在实际操作中是可以接受的。

飞行管理计算机(FMC)性能预测——非正常构型

飞行管理计算机(FMC)性能预测是基于飞机在正常构型的情况之下进行的。这些预测包括：

- 包含爬升顶点和下降起点的爬升和下降轨迹预测
- 经济（ECON）,远程巡航(LRC)，等待，和发动机停车速度
- 高度能力
- 分段爬升点
- 航路点及终点或备降场的燃油余量及变化
- 估计的到达航路点和终点或备降场的时间
- 可用的等待时间。

如果在诸如起落架放下，襟翼放出，扰流板打开，起落架舱门打开的等等非正常构型的情况之下操作，这些性能预测是不准确的。飞行管理计算机(FMC)对于爬升和下降轨迹的预测是不可用的。

不要使用飞行管理计算机(FMC)燃油预测。巡航燃油预测是在飞机光洁构型的基础上做出的。在其他构型情况之下的燃油消耗可能远远高于预测。

注：VNAV PTH 进近操作可用于非正常构型。

如果将当前速度或马赫数输入垂直导航(VNAV)巡航页，就可以得到准确估计的到达时间。在航路点或目的地的剩余燃油估算，可由机组根据当前燃油流量指示计算获得，但应当经常更新。对于起落架放下时的高度性能和起落架放下时的巡航性能信息，可从快速检查单(QRH)的 PI 章中获得。

如果保持 FMC 等待速度，则可用的等待时间在光洁构型下才是准确的。

区域导航(RNAV)的操作

该部分提供了与区域导航相关的术语的定义，并且解释了半径至航路点航段（RF）,终端（SIDs 和 STARs），航路中和进近的飞行阶段导航的概念。

RNAV 或区域导航是导航方式的一种，允许飞机在参考的导航设施范围内，或在自身系统能力的限制范围内或这些能力的共同作用下，飞越任何所需的飞行航路。

所有波音飞机的飞行管理计算机都能执行区域导航(RNAV)操作。关于

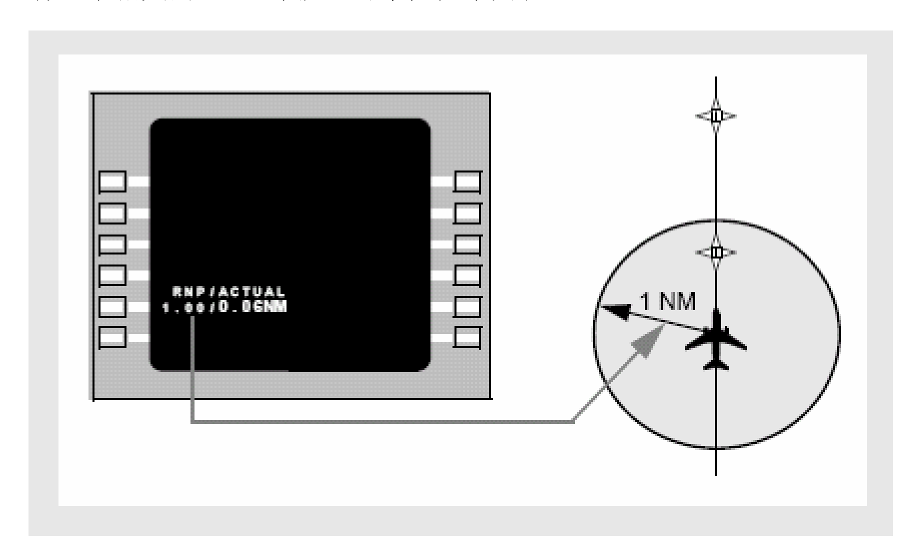
导航的准确性，这些飞行管理计算机仅通过演示的所需导航性能(RNP)能力和使用 GPS 更新的能力来区别。

航路操作可以定义为跨洋操作和国内操作。跨洋的区域导航要求(RNAV)在诸如太平洋或北大西洋手册(Pacific or North Atlantic manual)一类适用的 MNPS 指导材料中有详细的描述。对于特定航路或区域的操作，是基于各航路的不同要求给定所需导航性能(RNP)的。RNP10 的航路适合于所有可以进行 GPS 更新的飞行管理计算机(FMC)，同时 RNP10 的航路也适合于不能进行 GPS 更新但可以接受先前 6 小时的最新无线电更新的飞行管理计算机(FMC)。

通常，跨洋操作要求双重导航系统（两套飞行管理机算计（FMC）或结合备用导航能力的单套飞行管理机算计（FMC））。

RNP 和 ANP 定义

RNP（所需导航性能）是对于航路、航站或进近程序的一个特定的导航性能。它是对于在至少 95％的时间之内飞机处于的空域的导航性能精度的一种必要的测量。它以海里为单位显示。所有以 RNP 为基础的程序都有一个相关的 RNP 等级，公布在程序图表上。



跨洋的 RNP 值通常为 4.0 或更高。国内航路的区域导航(RNAV)操作依靠无线电升级(DME-DME)源的有效性来支持国内的所需导航性能(RNP)。任何具有 DME－DME 或 GPS 升级功能的波音飞行管理计算机（FMC）都完全支持下列国内所需导航性能（RNP）操作：

• 美国和加拿大－RNP2.0 或更高，RNAV-1,和 RNAV-2

- 欧洲－B－RNAV（RNP5.0）
- 亚洲－按照航路或区域指定（例如 RNP4 或 RNP10 的航路）
- 非洲－按照航路或区域指定

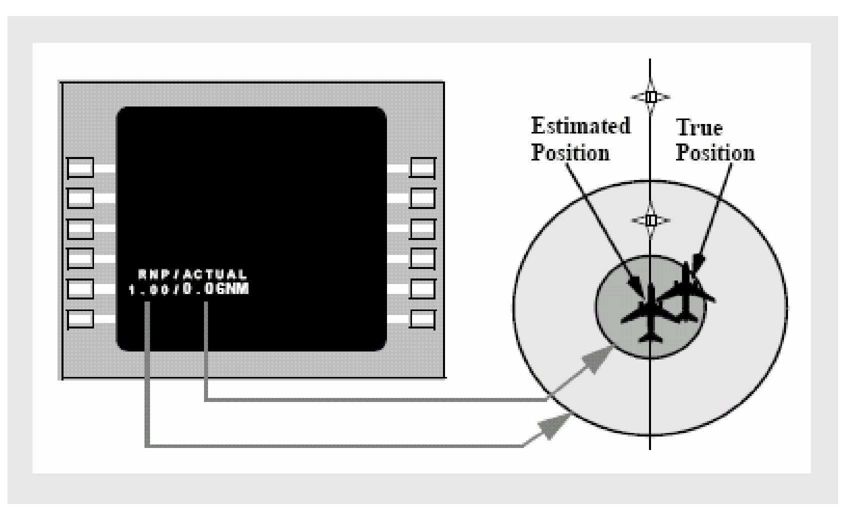
终端区域导航（RNAV）操作（SIDs，STARs 和过渡）与所有具备 DME－DME 或 GPS 升级功能有效的飞行管理计算机完全相容，其定义为：

- 美国和加拿大－RNP1.0 SIDs 和 STARs
- 欧洲－P－RNAV（RNP1.0）。

如果 DME-DME 或 GPS 升级在进近开始时即有效，且进近 RNP 等于或大于 AFM 中验证的最小 RNP，则 RNAV 进近与所有的 FMC 相容。关于某些RNAV进近所颁布的限制可能排除在没有GPS升级生效的情况之下使用 RNAV 进近。进近 RNP 可以低至 0.10NM。

对于进近，所有的波音飞行管理计算机（FMC）都有在 DME－DME 升级生效而无 GPS 升级的情况之下达到 RNP0.5 的能力。阅读手册进近一节可以获得关于 RNAV 进近技术的进一步细节。

ANP（实际导航性能）是 FMC 计算的以海里为单位的飞机的准确位置。对于机组，它是一个位置信息，代表了一个对于飞机所处实际区域半径估算的一个系统。该系统使用最佳的可用传感器来将位置误差减到最小。机组或自动驾驶仪必须使用 LNAV 跟踪 RNAV 航路。飞机处于显示的 ANP 范围内的可能性为 95％。



基本的所需导航性能(RNP)概念

附录 A.2.2

RNP 是机上导航性能监控和警戒的 RNAV 操作。所需导航性能发展成为一种证明确认 RNAV 系统导航能力的一种方法，区域导航(RNAV)使用多传感器进行位置更新。RNP 范围内的导航性能确保了飞机和地型间隔。必须飞导航数据库中颁布的 RNAV（RNP）程序。飞行员不允许定义航路和水平或垂直航路修改。

RNAV(RNP) AR(所需授权)程序是需要特殊飞机和机组授权的 RNP 程序。详细的说明请参见第 5 章，仪表进近-RNAV(RNP) AR

飞行管理计算机(FMC)使用以下之一作为显示的 RNP：

- RNP 默认值—如果导航数据库中无所需导航性能（RNP）可用或没有人工输入 RNP，则 FMC 默认值通过 FMC 设置与显示
- 导航数据库 RNP—RNP 值（如可用）是根据与程序相关的值来显示的。这些值对某些程序段或终端程序可能是唯一的
- 人工输入 RNP—保留人工输入所需导航性能(RNP)，直到其被改变或被删除。

如果对于航路或程序显示的 RNP 值不正确，机组可能需要人工输入所需导航性能(RNP)。设定的所需导航性能(RNP)值若比程序，空域，或航路指定的 RNP 值小的话，可能会造成不恰当的机组警戒。若 RNP 值比程序或程序段所要求的大的话，在不正确的 RNP 值（如果超过特定的 RNP 值）会产生机组警戒。RNP 在飞行的颁布程序中有描述。

尽管今日的空域设计已建立了确定的水平限制（RNP），但是没有垂直所需导航性能限制公布过。所需垂直导航性能在一些 FMC 上可用，可用于特定的下降剖面，例如连续下降进近（CDA）、最优剖面下降（OPD）或定制的进港航路（TAs）。

飞行管理计算机（FMC）计算、监控并显示飞行机组使用手册中描述的 ANP。机组应注意 ANP 只和 FMC 位置的精度有关。

有导航性能刻度（NPS）的飞机

有导航性能刻度的飞机（NPS），飞行机组能监控 ANP、RNP 和当前飞行航迹偏离之间的动态关系。水平和垂直偏离刻度是基于熟悉的中心线指示、刻度限制和偏离指针的概念，并为飞行机组提供了清晰的相对于所需位置和总允许误差的当前位置指示。NPS 的全刻度水平和垂直偏离等于 FMC 的 RNP 值。如果偏离接近限制，需要将其修正回航迹。有关

详细的 NPS 系统指示和描述，参见飞行机组使用手册。

在除了进近的 RNP 操作中，任何时候当偏离超过了限制或琥珀色偏离警告出现时，机组需选择不同的自动驾驶仪横滚或俯仰方式，或人工将飞机飞回航道。如果不行，机组必须转换到其它导航方式，例如传统的依赖地面设备的导航或雷达导航。

在 RNP 进近操作中，任何时候当偏离超过了限制或琥珀色偏离警告出现，机组可改为非 RNP 程序。如果不能如此，除非已建立合适的目视参考，否则机组应执行复飞。如果复飞，机组可以考虑申请备用许可。

无导航性能刻度（NPS）的飞机

无 NPS 的飞机，在进近中的交叉航迹和垂直航迹信息，机组应参考 FMC 进程页面。

如果出现偏离，并且未立即修正回航道，监控飞机的飞行员应参考 FMC 进程页面并通知操纵飞机的飞行员是否达到最大允许偏离。通常，在 RNP 操作中交叉航迹不会超过 1.0 x RNP。

注：过大的交叉航迹误差不会导致机组警告。

在除了进近的 RNP 操作中，任何时候当偏离超过限制，机组需选择不同的自动驾驶仪横滚或俯仰方式，或人工将飞机飞回航道。如果不能，飞行机组必须恢复到其它导航方式，例如传统依赖地面设备的导航或雷达导航。

在 RNP 进近操作中，任何时候当偏离超过了限制，机组可改为非 RNP 程序。如果不能如此，除非已建立合适的目视参考，否则机组应执行复飞。如果复飞，机组可以考虑申请备用许可。

ANP 警告

当 ANP 超过了 RNP 时，显示无所需导航性能−RNP（UNABLE REQD NAV PERF-RNP）警告。如果该警告出现在除了进近的 RNP 操作中，机组应证实位置，确认更新是有效的并考虑申请备用许可。这意味着改至非 RNP 程序或航路，或改至 RNP 高于显示的 ANP 值的程序或航路。

如果在 RNP 进近操作中出现了警告，机组可改为非 RNP 程序。如果不能如此，除非已建立合适的目视参考，否则机组应执行复飞。如果复飞，

机组可以考虑申请备用许可。

在 RNP 中使用自动飞行

通常，一个航路段或程序段是通过其所需宽度来定义的。对于 RNP 操作，航路宽度等于自 LNAV 航道任何一侧至少 2.0xRNP。所需宽度是由最小地形或空中交通间距要求所决定的。在接通自动驾驶情况之下的垂直导航(LNAV)时，超过最大偏离值的可能性是很小的。对于每种机型，显示的最小 RNP 是由飞机飞行手册(AFM)给定的。这些最小值随 LNAV，飞行指引仪和自动驾驶的使用及 GPS 是否为现用位置更新源而变化。

RNP 操作需要和 RNP 等级一致的适当航迹追踪。特定的低 RNP 操作可能需要 LNAV 和飞行指引仪，及自动驾驶一起使用。使用自动驾驶和 LNAV 通常提供了所需的航迹追踪精度。在 RNAV 进近时的任何一段都要求使用 VNAV, VNAVPTH，并且要有标明的下滑道角度。仅在 LNAV/VNAV 进近最低标准和不允许使用 LNAV 时显示这些程序。单独使用飞行指引仪可能不提供足够的引导以精确地维持航迹。

注： 如果自动驾驶不可用，机组应使用飞行指引和导航显示上额外的指引（位置走向引导，飞机符号，和数字偏航），至少有一个地图设定在 10 海里或更小的范围内。

径向线-至-定位点(RF)航段

RF 航段是由连续的径向线航线连接的航路点，类似于 DME 弧。这些航段以两个或多个航路点之间的曲线航迹显示在终端程序上。关于 RF 航段的使用需要考虑以下：

- 一些较小径向线的直线航道或 RF 航段可能有最大速度显示。机组遵循该限制非常关键，因为 AFDS 跟踪 RF 航段的能力是由地速和最大可用坡度角决定的。在大顺风下，大的地速可能导致达到最大坡度，在这种情况之下，如果超过最大 RF 速度，将导致过度的航迹偏离
- 不要通过直接到达一个 RF 航段开始一个程序。这可能在飞机机动飞行至加入一个 RF 航段时导致过度的偏离。通常一个 RF 航段之前有一个跟踪至定位点航段以确保正确的 RF 航段跟踪
- 如果对 RF 航段的第二个航路点做“截获航道至”或“直飞”修改，则 RF 航段会被删除
- 如果在 RF 航段上执行复飞， 立即重新选择 LNAV（或对于安装了 TO/GA 至 LNAV 装置的飞机证实 LNAV 重新接通）很重要，以避免过度的航道偏离。复飞滚转方式是一个航迹保持方式，如果在左侧接通该方式，它与低的 RNP 操作不能共存。操纵飞机的飞行员必须使用地图显示作为参考继续跟踪 LNAV 航道，直到 LNAV 重新接通。

如果暂时失去 FMC，当 FMC 恢复工作后，现用的 RF 航段在不连续后将出现。一旦启用航路并按压了的执行键，如果条件允许，需要使用 INTC ARC 功能来获得 RF 航段 LNAV 的截获。

在非 WGS-84 基准数据空域 GPS 的使用

附录 A.2.2

在非 WGS-84 空域，用于测量导航数据库位置信息的位置数据（位置基准）可能会造成与使用 WGS-84 数据所做的测量产生明显的位置偏差。对于飞行员而言，这意味着跑道位置，机场，航路点，助航设备等可能不如地图显示上那么精确，并可能与 GPS 位置不符。

世界范围内已进行了一次调查，此调查确定了在 SIDS，STARS 和航路导航中接收 GPS 位置更新时使用 FMC 符合在非 WGS-84 空域所需的导航准确性。此导航位置准确性可能不符合进近要求，因而飞机飞行手册（AFM）要求机组在非 WGS-84 空域进近时抑制 GPS 位置更新，除非使用了其它正确的程序。

气象雷达和地形显示原则

只要在预计飞行航路附近存在坏天气和地形/障碍物的可能，就应当由一名飞行员监视气象雷达，另一飞行员则监视地形显示。在夜晚或仪表气象条件（IMC）下飞行期间，建议在接近地形/障碍物进行离场和进近时，以及无雷达环境的任何时候，使用地形显示。

注：随时打开地形显示有助于更好地了解地形/环境位置情况。

AFDS 准则

机组人员必须协调工作以保证飞机安全有效地飞行。

只有在飞机处于配平状态，实质满足飞行指引仪（F/D）指令且飞机的飞行航迹处于控制中的情况之下，才能试图接通自动驾驶。自动驾驶仪在审定和设计上来讲，并不能用于修正严重失去配平的状态或使飞机从非正常飞行状态和/或非正常姿态改出。

自动油门的使用

无论是自动飞行还是人工飞行，在起飞和爬升阶段都建议使用自动油门。在飞行的其它阶段，建议只有当 CMD 中的自动驾驶接通时，才可以使用自动油门。

在单发操作时，波音建议断开自动油门并将不工作发动机的油门保持在收光(CLOSE)位置。这可以帮助机组识别不工作的发动机并减少发生非

计划推力变化的次数。

注：一些飞机上的自动油门逻辑允许自动油门在单发时自动接通。

自动油门预位（ARM）模式

通常不推荐使用自动油门 ARM 模式，因为其功能可能会使人混淆。自动油门 ARM 模式的主要特性是在飞机减速至最小机动速度的情况之下提供了最小速度保护。它并未提供另外一些通常和自动油门相关的特性，例如阵风保护。自动油门 ARM 模式不应与非正常检查单一起使用。一些影响机动速度的故障会导致自动油门保持一个大于进近速度的速度。

人工飞行

监控飞机的飞行员（PM）应根据操纵飞机的飞行员（PF）的要求选择自动驾驶飞行指引系统（AFDS）模式。ATC 许可的航向和高度变化，和与襟翼位置改变相应的速度选择都可以不经特别的指示而实施。但是应报告这些选择，例如，“设置航向 170”，操纵飞机的飞行员必须意识到进行了这样的改变。两名飞行员都了解了所有的选择，同时仍然允许一名飞行员集中精力控制飞行轨迹，这样有利于提高总体的安全。

确保为所需的机动飞行选择了正确的飞行指引仪模式。如果不需要按照飞行指引仪飞行，应该把飞行指引仪关掉。

自动飞行

自动飞行系统可以增强操作能力，提高安全性，减轻工作负担。自动进近和着陆，III 类操作以及燃油-有效飞行剖面就是一些由自动飞行系统增强了操作能力的例子。最大和最小速度保护属于可以提高安全的装置，而 LNAV，VNAV 和使用 VNAV 的仪表进近都属于减轻工作负担的装置。自动操作的程度级别很多。通过选择能最大限度提高安全性和减轻工作负担的级别，飞行员可决定使用何种级别的自动操作来达到他们的目的。

注： 使用自动驾驶仪时，操纵飞机的飞行员（PF）负责选择 AFDS 方式。监控飞机的飞行员（PM）选择新的高度，但必需确保操纵飞机的飞行员（PF）知道所发生的任何改变。两名飞行员都必须监控 AFDS 方式显示和当前的 FMC 飞行计划。

在绝大多数的情况之下，自动系统都能很好地工作。偏离预期性能的情况通常是由于机组没能完全理解自动系统的使用造成的。当自动系统达不到预期效果时，飞行员必须降低自动操作的级别，直至正确控制了航迹和性能。例如，如果飞行员在获得进近许可时无法选择退出等待，飞机将在等待航线上转向背台方向，而不是开始进近。此时，飞行员可以选择“HEADING SELECT（航向选择）”，使用其它自动装置继续进近。另一个例子是，在 VNAV 接通状态下爬升或下降时，如果飞机突然改平，可以选择 LVL CHG 继续爬升或下降，直至 FMC 可以重新编写计划。

飞行员尽早进行干预可以预防不好的性能和飞行轨迹的恶化。可能需要降低自动操作的级别直至人工飞行，以此确保对飞机的正确控制。只有在确保了对飞机的控制后，飞行员才可尝试恢复较高的自动操作级别。例如，在爬升或下降过程中要求立即改平，这就有可能不能使用自动飞行指引系统（AFDS）来完成。操纵飞机的飞行员（PF）应脱开自动驾驶，在理想的高度将飞机人工改平。在改平后，在模式控制面板（MCP）中设定所需高度，选择一种合适的俯仰模式，重新接通自动驾驶。

建议的俯仰和横滚方式

如果航段（LEGS）页面和地图显示反映了正确的顺序和高度，建议使用 LNAV 和 VNAV。如果不使用 LNAV，可以使用合适的横滚方式。如果不使用 VNAN，则建议使用下列方式：

当高度改变达 1,000 英尺或更多时，适合使用高度层改变（LVL CHG）

方式。高度改变小于 1,000 英尺时，可以使用垂直速度（V/S）方式。

如果在进场阶段强行实施非计划速度或高度限制，则继续使用 VNAV 方式会导致工作负担过高。发生此情况时应该按需使用 LVL CHG 或 V/S。

使用 VNAV 的 MCP 高度设置方法

使用 VNAV 做颁布的仪表离场、进场和进近时，建议使用下列建议在满足最低高度时避免不必要的改平。

如果有高度限制的航路点并不是靠得很近，建议使用正常的 MCP 高度设置方法。

如果有高度限制的航路点近到一定程度以至于机组的工作量增加，并出现不必要的改平时，经过用户的批准，可以使用备用的 MCP 高度设置方法。

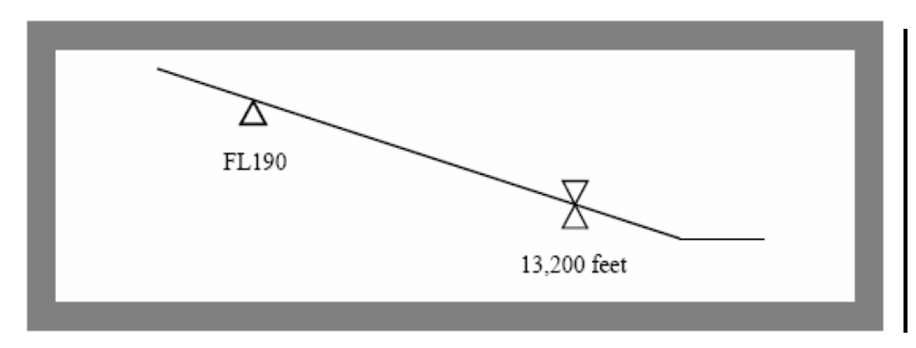
注: 当使用备用的 MCP 高度设置方法时，选择除了 VNAV PTH 或 VNAV SPD 以外的俯仰方式将存在违反高度限制的风险。

使用 VNAV 的正常 MCP 高度设置方法

下列 MCP 高度设置方法通常用于当高度限制不是很密集时颁布的仪表离场，进场和进近：

- 爬升时，应在 MCP 板上设定最大或强制高度限制。MCP 板上不需要设定最小穿越高度。如果最小高度限制没有满足，FMC 将警告机组
- 下降时，将 MCP 高度设为下一限制或许可高度，以先达到的为准
- 到达限制前，如果能确保限制并允许至下一限制点，将 MCP 重置为下一限制。

在下列的例子中，飞机允许从巡航高度“下降经”STAR，其颁布的高度限制是等于或高于 FL 190 和 13,200 英尺。在下降中，当机组确认飞机将在相应的航路点达到或高于 FL 190 时，将 MCP 设置为 13,200 英尺。



使用 VNAV 的备用 MCP 高度设置方法

附录 A.2.3

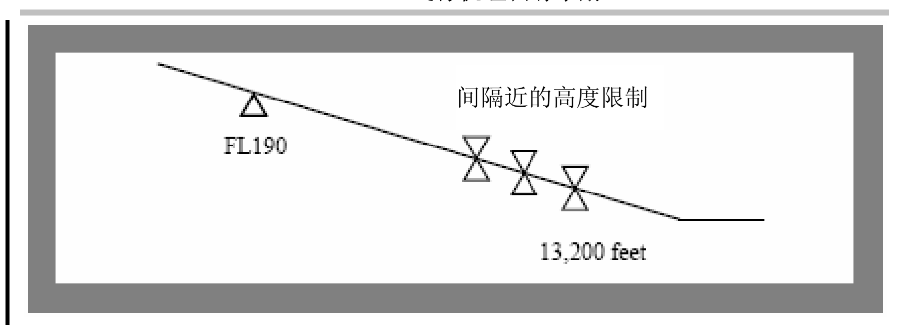
在颁布的离场、进场和进近中，如果高度限制点间隔密集的程度加重了机组的工作负荷，且引起不必要的该平，在得到用户批准后，可使用下列MCP高度设置技术：

- 对于离场，设定限制密集空域的最高点
- 对于进场，初始设定限制密集区域的最低点或 FAF 高度，取较高者

注： 当用户批准时，该方法也可以用于定制的航路进港（TA），不用考虑高度限制的间隔如何接近。

在下列的例子中，允许飞机从巡航高度至“下降经”颁布的高度限制等于或高于 FL 190 的 STAR，其后跟随着三个附加的下降限制，最低的是 13,200 英尺。在该例子中，当机组确认飞机将在相应的航路点达到或高于 FL 190 时，即使在 13,200 英尺高度之前有两个高度限制，将 MCP 设置为 13,200 英尺。

注： 当使用备用方法时，应该用每一个高度限制来检查 FMC 生成的航路，以确保航路符合所有的限制。



AFDS 方式控制面板（MCP）故障

在空中，发生过各种各样的 AFDS 俯仰或横滚方式（如：LNAV、VNAV 或 HDG SEL 一类的 AFDS 俯仰或横滚方式）无法选择或停止正常工作的事件。通常，这类故障不会产生失效显示。这些故障可能是 MCP 硬件（电门）的问题造成的。

如果发现 AFDS 异常，即飞行员所选的单个 AFDS 方式无法正常回应 MCP 电门的选择，尝试断开自动驾驶并将两个飞行指引仪电门选择到 OFF（关断）位以修正该问题。这么做会清除所有接通的 AFDS 方式。当自动驾驶再次接通或飞行指引仪电门选择 ON（接通）位时，应接通 AFDS 默认的俯仰和横滚方式。接着，所需的 AFDS 俯仰和横滚方式可能就可以选择了。

如果该措施无法修正故障，通过选择备用俯仰或横滚方式可以保持所需的飞行航迹。下表中包含了实例：

不工作或故障的自动驾驶方式	建议的备用自动驾驶方式或机组技术
HDG SEL	置所需航向，断开 AFDS 并在所需航向上人工将机翼放到水平位置，重新接通 AFDS。AFDS 将保持已建立的航向。
LNAV	使用 HDG SEL 将飞机航迹保持在洋红色的 FMC 航道上。
VNAV SPD 或 VNAV PTH（爬升或下降）	使用 LVL CHG 或 V/S。在五边进近中，应选择 V/S 进行下降。
VNAV PTH（巡航）	使用高度保持。如果无法直接选择高度保持，使用 LVL VHG 以自动过渡到高度保持状态。
VOR/LOC	使用 LNAV。参考航向道原始数据监控和执行进近。
G/S	在 ILS 或 GLS 进近中，使用 V/S 或 VNAV PTH 下降。参考下滑道原始数据监控和执行进近。

平视显示器

平视显示器（HUD）是一个显示系统，允许飞行员在所有的飞行阶段保持抬头，眼睛看外，但是仍然监控性能和飞行航路制导信息。鼓励飞行员所有的时间都使用平视显示器，因为它能帮助机组提高监控飞机的反应和性能并保持目视警惕。平视显示器的使用没有限制。

进近时使用平视显示器可以增加进近和接地的航迹控制精度。尽管通过使用平视飞行轨迹引导，着陆接地的下沉率，水平误差和沿航迹错误会减少，着陆仍需由目视参考完成。

平视显示上的飞行轨迹引导显示飞机飞行轨迹。当对飞机姿态或推力进行控制输入时，飞机对于这些输入量的反应速率因情况而异。当对飞机的控制输入有效时，飞行轨迹引导显示飞机对于这些输入的反应。

安装有两套平视显示器的飞机能使监控飞机的飞行员完全得到和操纵飞机的飞行员相同格式的飞机性能和飞行制导信息。这使操纵飞机的飞行员要采取的行动更加容易理解，并且使机组有更多的时间做剩余的交叉

检查。两位飞行员能够抬头，眼睛向外看的监控能力是安装有一套和两套平视显示器飞机的最大区别。

新的平视显示器用户可能会有一种倾向，就是过度集中于信息（如 HUD 符号）而忽视了其他（如外部环境）。下列技巧将帮助机组最佳地使用平视显示器:

- 调整亮度，使飞行员可以看到平视显示器上的符号并透过它们观察外界情况
- 操纵飞机的飞行员透过平视显示器，使用正常的外部标志
- 监控飞机的飞行员使用连续的扫描技术
- 平视显示器使用得越多，飞行员越少受它的影响，练习注意力转移的技巧。

注： 除了不显示预位方式外，HUD 上的飞行指引方式信号牌与 FMA 上的飞行指引仪（F/D）方式信号牌相似。

在任何高度都能使用平视显示器。平视显示器上的地平线仅在离地高度（AGL）0 英尺时和实际的地平线相一致。随着高度的增加，可以看到实际的地平线和平视显示器上的地平线有间隔。这是由于地球的曲度造成的。在巡航高度，平视显示器上的地平线和实际的地平线有明显的间隔。

在飞行的不同阶段使用平视显示器的技巧在该手册的相应章节有描述。

飞行员丧失能力

飞行员丧失能力的情况多于其它通常训练的非正常情况。在所有年龄组和所有飞行阶段中，都曾经出现丧失能力的事情。丧失能力的情况有不同的表现形式，从突然死亡到不明显的局部丧失意识或行为能力。不明显的丧失能力是最危险的，而且它的发生也最频繁。丧失能力的影响范围很广，从丧失能力到无意识或死亡。

早期觉察飞行员丧失能力的关键是在驾驶舱操作过程中经常使用机组资源管理概念。正确的机组人员协调包括通过口头报告来检查和交叉检查。严格遵照标准操作程序和标准飞行剖面也有助于发现问题。当一名机组成员明显偏离标准程序或标准飞行剖面并且对其他机组成员的提醒没有反应时，则应怀疑其有某种程度的明显或不明显丧失能力。任何机组成员如果不回答检查单或两次提问都没有反应时，应查明原因。

如感觉到不舒服，应告知另外一名飞行员并由他操纵飞机。飞行中，机组人员应保持警觉，以便及时发现另一个机组人员丧失能力的情况。

当确定飞行员丧失能力之后机组成员的行动

如果一名飞行员被证实丧失能力，另一名飞行员应接替操纵飞机并检查主要飞机操纵和开关位置。

- 在确认飞机处于控制中后，接通自动驾驶以减轻工作负担
- 宣布紧急状态
- 使用乘务组（如可行）。可行时，试着固定住无行为能力的飞行员并将他的座位滑到最靠后的位置。可用肩带锁来固定无行为能力的飞行员
- 协调驾驶舱职责分工，做着陆准备
- 考虑飞机上的其他飞行员或机组成员的帮助。

在中到大雨、冰雹或雨夹雪中飞行

当在运行中遇到最大的降雨时，飞机的设计也可以保持飞机进行令人满意地飞行。然而，飞进中到大雨、冰雹或雨夹雪中会对发动机的工作造成不利影响，在可能时应尽量避免。如果遭遇中到大雨、冰雹或雨夹雪，降低空速可以减小吸入的总降雨量。同时，保持增大后的最小推力设置可以改进发动机对吸入降雨的容限，提供额外的失速裕度并减小发动机失稳和丧失推力的可能性。

参考在中到大雨、冰雹或雨夹雪中飞行的补充程序可以获得更多的信息。补充程序建议机组考虑起动（如果 APU 可用），因为这样可以快速获得备用电源和气源。

穿越颠簸气流

应尽可能避开严重的颠簸气流。然而如果遇到了，应使用《使用手册》中所列的穿越严重的颠簸气流程序。穿越颠簸气流的速度提供了在严重的颠簸气流时高/低速度的机动裕度。

在人工飞行中，保持机翼水平并柔和地控制姿态。使用姿态指引仪作为主要的仪表。在强烈的上升或下降气流中可能会出现明显的高度变化。操纵量不可过猛或过大。在建立了针对穿越速度的配平后，不要改变俯仰配平。允许高度和空速变化，并保持好姿态。但是，不要让空速减小，并持续低于穿越颠簸气流速度，因为这会降低失速/抖振裕度。机动时的转弯坡度应小于正常的转弯坡度。调定穿越速度所需的推力并避免大的推力改变。在已知的颠簸区域内飞行时，应尽可能延迟放襟翼，因为飞机在襟翼收上时能承受更高的阵风载荷。

通常在遇到中度的颠簸气流时不需要改变巡航高度和空速。如果飞机的推力处于巡航推力极限，可能较难保持巡航高度。如果发生此类情况，可以选择较高的推力限制（如果可能）或下降到较低高度。

预　留
空　页

地面操作 第 2 章

前言

本章概述了地面操作，包括推出，发动机起动和滑行期间建议的操作程序和技术，并涉及到恶劣天气时的滑行操作。本章所讨论的建议的操作程序和技术是为提高机组的合作，加强安全和为标准化提供基础。

飞行前

静压孔阻塞

起飞后，空速和高度表指示发生波动和不准确的情况是由于静压孔被飞机在地面时形成的冰覆盖而造成的。降雨或除雪后流下的水可能冻结在静压孔上或静压孔附近。即使静压孔看似通畅，这也会造成冰的积聚，干扰静压孔上方的气流流动，从而导致空速和高度表产生错误的读数。由于探头加温生效时，静压孔及其周围表面不加温，因此，在飞行前进行彻底的检查并清除静压孔周围所有的污染物是十分重要的。

当飞机遭遇冻结的降雨时，机组在进行外部检查时应特别注意静压孔。静压孔上洁净的冰很难发现。如果怀疑有冰，联系机务寻求帮助。

设置座舱压力控制系统

座舱压力控制系统允许飞行机组来设置计划的巡航飞行高度（FLT ALT）和准备着陆的机场高度（LAND ALT）。然后增压系统使用这些高度来计算特定计划飞行的压力计划表。增压系统是基于起飞前的飞行高度和着陆高度设置来设计的，以保持整个飞行中座舱高度的舒适和安全。只有当最后巡航或着陆高度和飞行前设置的不同时，才需要在飞行中改变飞行高度或着陆高度。

对机队增压事故的调查指出，一些用户在起飞前将飞行高度设置在一个中间高度，然后在爬升中一次或数次重新设置飞行高度，直至达到最后巡航高度或飞行高度层。尽管该操作方法也为飞行期间提供安全和舒适的座舱高度，但有一些原因使得该操作方法不那么理想：

- 多次不必要的飞行高度调整增加了机组在爬升中的工作量
- 如果选择了最后的计划巡航飞行高度，那么中间的飞行高度设置可能会造成更高的座舱高度。这是因为较低高度的压力计划表使用了较低的压差限制
- 如果飞行机组未在适当的时候重新设置飞行高度并以高于选择的飞行高度飞行，可能会导致超压的情况并使释压活门工作。

起飞简令

起飞简令应该按照实际需要尽快完成，以免干扰起飞的最后准备。

起飞简令中说明离场飞行航迹，重点是预期的航迹和高度限制。其中假定使用的是正常操作程序，因此无需再简述正常或标准起飞程序。如果起飞和/或离场程序中的任何方面与通常使用的程序不同，则需要做附加简令项目。这些方面可能包括：

- 恶劣的天气
- 不利的跑道条件
- 特殊的减噪音要求
- 按照最低设备清单放行
- 特殊单发离场程序（如适用）
- 其它必须重申或规定机组职责的情况。

推出或牵引

附录 A.2.3

推出和牵引会对地面人员构成严重危险。曾经发生过多次推出和牵引过程中地勤人员被飞机机轮轧伤的事故。驾驶舱与地勤人员之间的可靠联络对于安全的操作是很必要的。

推出或牵引包括三个阶段：

- 使牵引车和牵引杆就位并连接
- 移动飞机
- 脱开牵引杆。

绝大多数事故中，伤亡的往往是在前轮附近巡视的戴耳机工作的人。在前轮附近不安排人员的程序可以帮助降低这类事故发生的可能性。

注：通常，要在所有液压系统都已增压、前轮转弯操纵锁定时，完成推出或牵引。

机长应确保在飞机移动以前所有相应的检查单都已完成。所有旅客都应就位，所有舱门都已关闭，所有设备都已撤离飞机。连接了牵引车与牵引杆之后，可以从地面管制获得推出或牵引许可。可以在推出或牵引过程中进行发动机起动，也可以在推出或牵引完成后进行。地勤人员应戴好耳机以便于观察，并在任何可能发生危及安全的危险时与机组联络。

注：除非信号员指示飞机可以滑出，否则飞机不得滑离停机位或推出位置。

滑行

滑行总则

在滑行期间应使每个机组成员容易看到机场图。下列指导可帮助进行安全和有效的滑行操作：

滑行前

- 两个飞行员证实 FMC 中的飞机位置正确
- 简单说明机场示意图和相关图表中的相关项目
- 保证两个机组成员了解滑行路线
- 记下收到的滑行许可。

滑行中

- 根据机场示意图慢慢滑行
- 在低能见度的条件下，报出所有有关的标志以证实位置
- 如果不熟悉机场，可以要求引导车或进一步的滑行引导
- 使用标准的无线电术语

- 复诵所有许可。如果任何机组成员对许可有疑问的话，对照签发的许可证实滑行路线或要求澄清。如果对许可有疑问的话，停止飞机。
- 当地面/越障有问题，停止飞机并证实许可或要求有关人员在机翼两侧引导。
- 在滑行的关键阶段避免注意力分散，提前计划完成检查单和与公司的联系
- 低能见度操作，停下之后再完成检查单
- 不要让 ATC 或其它人催你
- 证实跑道两个方向都没有飞机，并在进入跑道前已收到许可
- 当发动机高于慢车推力时,应持续注意设备，建筑物以及你后面的飞机
- 考虑使用滑行灯以指示飞机的移动
- 在晚上使用相应的飞机灯光
- 进入当前使用的跑道后确保使用手册（FCOM）中提到的外部灯光亮。

着陆前

- 计划/简述预计的滑行道出口和至停机位的路线。

着陆后

- 确保理解滑行指令，尤其是穿越间距很小的平行的跑道
- 直至脱离所有的跑道之后再进行不重要的无线电或客舱通信。

驾驶舱视景

飞机附近有很大一块区域看不见地面人员、障碍物和引导线，尤其是从驾驶舱以倾斜角度看时，因此停放和滑行时应特别小心。停放时，驾驶员应与地勤人员沟通联络，最大程度地保证操作安全。

驾驶员的座位应调整到最佳视觉角度。方向舵脚蹬也要进行调整，以便在方向舵完全偏转时能使用最大刹车。

滑行过程中，驾驶员的脚后跟应放在地板上。只在需要使用刹车来减慢滑行速度或在停机坪上的邻近区域操作时，将双脚向上放到方向舵脚蹬上。

推力使用

在地面操作中，推力使用要求有正确的判断和技术。来自大型的高函道比发动机的强气流效应即使在相对较低的推力下，也是有破坏性的，会造成人员损伤。飞机对油门杆移动的反应较慢，特别是在大重量的情况之下。驾驶舱发动机噪声级别低，不能反应推力输出的大小。在大多数的情况之下，用慢车推力滑行就足够了。在开始滑行时要求把推力调置得稍大一点。在进一步增大推力之前必须让飞机有足够的反应时间。

滑行时推力过大可能会造成外来物进入后机身下部、安定面或升降舵，特别是当发动机在一个不太好的道面上时。试车和滑行操作应在进行了铺设且保养良好的道面和跑道上进行。

使用反推倒退

不推荐使用反推力来倒退飞机。

滑行速度和刹车

开始滑行时，松开刹车，把推力缓慢地增加到飞机向前滑行所要求的最小推力，然后按需减推力以保持正常的滑行速度。开始转弯前，应获得足够的向前速度以使飞机以慢车推力通过转弯处。

由于驾驶舱高于地面，所以飞机可能显得比实际运动得慢。因此，存在滑行速度比所需滑行速度快的趋势。在着陆后脱离跑道的过程中尤其如此。可以使用飞行仪表上的地速显示来确定实际滑行速度。依据转弯半径和道面条件来确定适当的滑行速度。

注： 某些滑行速度，通常是 10 和 20 海里/小时之间的滑行速度，会造成飞机振动增大，在粗糙的滑行道上尤其如此。如果发生这种情况，稍微增大或减小速度会减小或消除这种振动，并增加旅客的舒适度。

滑出阶段要密切监视滑行速度，特别是当现用的跑道离开离场停机位有一定距离时。正常的滑行速度大约为 20 海里/小时，可以根据情况进行调整。在长的直的滑行线路上，最多达 30 海里/小时的滑行速度是可以接受的。但是，速度超过 20 海里/小时使用前轮转弯手柄时应警惕，避免对前轮的过分操纵。接近转弯时，应根据情况减速至合适速度。在干的道面上，对于比快速脱离跑道典型所需的转弯角更大的转弯角，使用大约 10 海里/小时的速度。

注：高的滑行速度和大的飞机总重组合在一起，以及长的滑行距离会导致轮胎侧壁过热。

注：长距离滑行并持续使用轻微刹车可以导致机轮易熔塞融化或轮胎漏气。

应避免延长刹车的使用来控制滑行速度，这会造成刹车温度高并增加刹车的磨损。如果滑行速度太大，稳定地使用刹车减小速度，然后松开刹车以使之冷却。刹车到大约 10 海里/小时然后松开刹车，这样热量在轮胎和刹车中的积聚会比持续使用刹车时少。

在正常的情况之下，应当避免差动刹车和转弯中使用刹车。在光滑地面上应考虑到减小刹车效应。

避免跟随其它飞机过近。尾流是造成外来物损伤的一个主要原因。

在滑道面上滑行，可瞬时使用慢车反推来控制飞机。由于可能造成外来物损伤和发动机喘振，因此不建议使用高于慢车反推的反推。对于飞机的控制，应该考虑牵引飞机，而不是继续使用反推来控制飞机。

防滞不工作

当防滞不工作时，使用中等到重的刹车会使轮胎损伤或爆裂。这种情况之下，建议调整滑行速度以允许使用很轻微刹车。

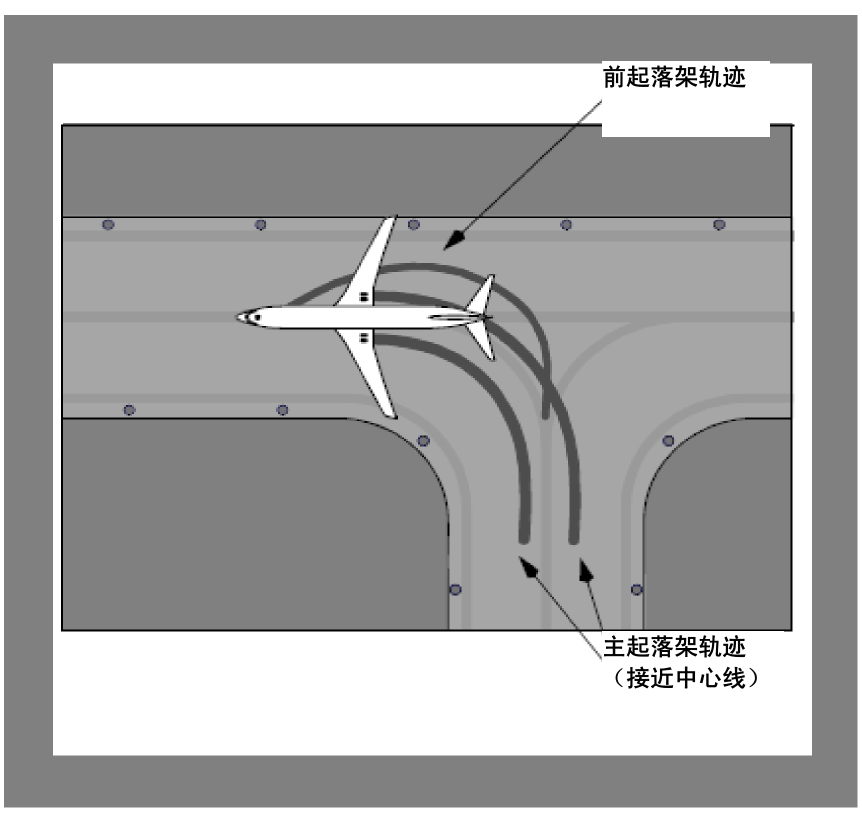
前轮/方向舵脚蹬转弯

机长和一些副驾驶位置（如安装）装有前轮转弯手柄。前轮转弯手柄用来在低速滑行时使前轮在最大转弯偏度范围内转动。转弯时始终给前轮转弯手柄一个正压，以防止手柄突然返回中立。方向舵脚蹬在有限的偏度范围内使前轮转动。直线滑行和大半径转弯可以使用方向舵脚蹬转弯来完成。
如在转弯中，前轮产生“打滑”，则应减小操纵角和/或滑行速度。应避免在转弯中使飞机停住，因为再次开始滑行需要的推力较大。

急转弯时如重量大可能需要差动推力。这应该只用于在转弯中保持所需速度。完成转弯后，手柄回到中立位置，使飞机直线向前滑行，以减轻停机前主起落架和前起落架结构的应力。

转弯半径和起落架轨迹

在所有的转弯机动期间，机组应了解他们相对于前起落架和主起落架的位置。飞行员座椅位置位于前起落架和主起落架前方，这在本章表格中有描述。
如下面图标所示，当飞机转弯时，主起落架轨迹在前起落架轨迹内侧。转弯半径越小，位于前起落架轨迹内侧的主起落架轨迹和前起落架轨迹之间的距离也越大，同时需要在滑行路线外操纵前起落架（操纵过量）。



滑行时目视标志和转弯技术

下列目视标志假定驾驶员的座位已调整至适当的视线位置。下列技术也假设了一个典型的滑行道宽度。因为有转弯角度、滑行道宽度、整流带尺寸和滑行道表面状况等多种因素，所以驾驶员必须凭判断确定开始转弯点以及每次转弯所需前轮偏转量。除小于 30 度的转弯外，进入转弯前的速度必须小于或等于 10 海里/小时。所有转弯时都必须记住，主起落架在前轮后面，在转弯过程中主起落架在前轮内侧移动。下表对驾驶员在前轮和主起落架前的位置进行描述。

机型	驾驶员座位位置（前起落架之前）英尺（米）	驾驶员座位位置（主起落架之前）英尺（米）
737-600	5.25（1.6）	42（12.8）
737-700	5.25（1.6）	47（14.3）
737-800	5.25（1.6）	56（17.1）
737-900	5.25（1.6）	62（18.9）
737-900ER	5.25（1.6）	62（18.9）

小于 90 度转弯

在转弯中，操纵前起落架使其离开转弯的中心线足够远，以保持主起落架接近中心线。

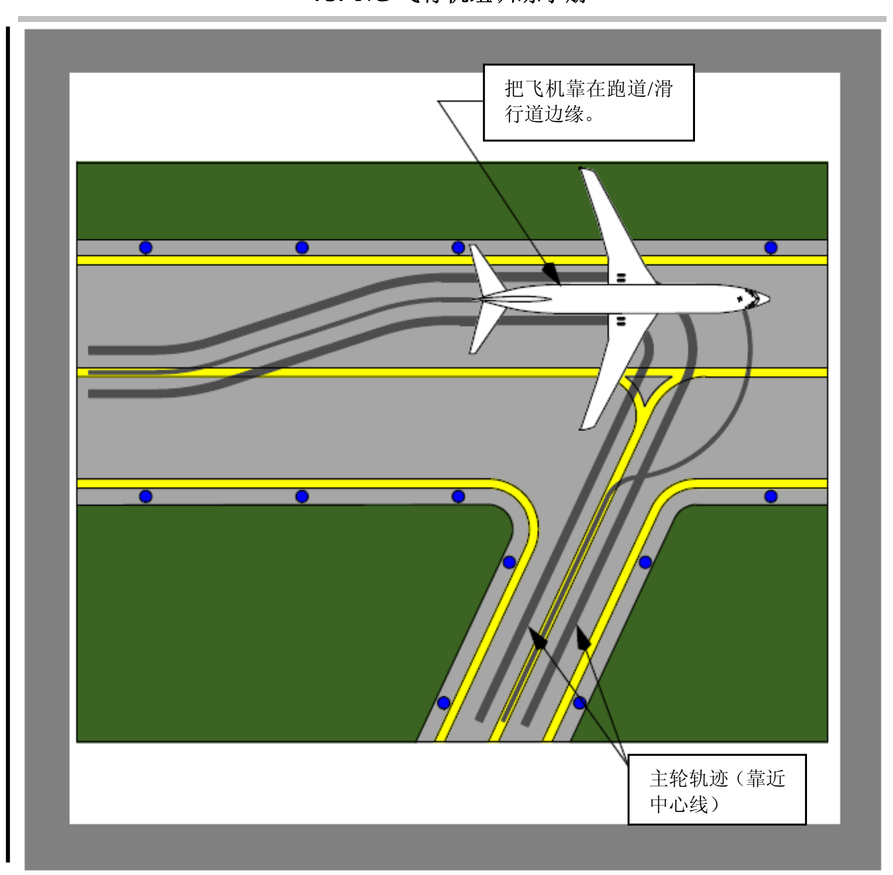
等于或大于 90 度转弯

当相交的滑行道中心线（或计划退出点）约接近 3 号风挡时开始转弯。开始时使用最大前轮转弯手柄行程。飞机转弯时调整手柄操纵量使前轮在滑行道中心线外侧、靠近转弯的外圈半径。转弯即将完成时，当主起落架离开内圈半径时，由于飞机对正交叉的滑行道中心线或预计的滑行路线，因此逐渐松开手柄。

急转弯进入狭窄滑行道

当从一条跑道或一条宽的滑行道作急转弯时，在转弯前考虑移动飞机到较远端的跑道或滑行道。这样可以让内测起落架在转弯时有更多的空间并保持在滑行表面内。

注：注意机翼净空，发动机净空，和飞机外侧吸入外来物损坏的可能性。



180 度转弯

如果可用的滑行道面窄小，需要和外部的观察人员协调才能安全地完成操作。如果可以的话，参考专门的机场操作指导。在有些情况之下（例如：大重量，飞行员对跑道和/或滑行道边缘位置和相关的安全裕度、附近的建筑、车辆、潜在的外来物损伤（FOD）不熟悉等等），将飞机牵引至目的位置可能是最安全的选择。

如果需要做最小半径 180 度转弯，考虑由一名地勤人员监控机轮轨迹并为飞行机组提供相关信息。地勤人员应警惕与喷气发动机风扇有关的危险并使自己处于远离危险的位置，同时确保达到越障要求。由于要求推力超过慢车，飞行机组要熟悉转弯过程中喷气发动机风扇扫过的区域内的房屋或其他物体。

注：要密切监视前起落架轨迹，因为在转弯中，它会在主起落架之前离开道面。

要以较小的角度接近滑行道边缘，直到主起落架机外侧靠近滑行道边缘。主起落架刚好在发动机短舱内侧。采用机动来保持发动机短舱在准备好的道面上方。

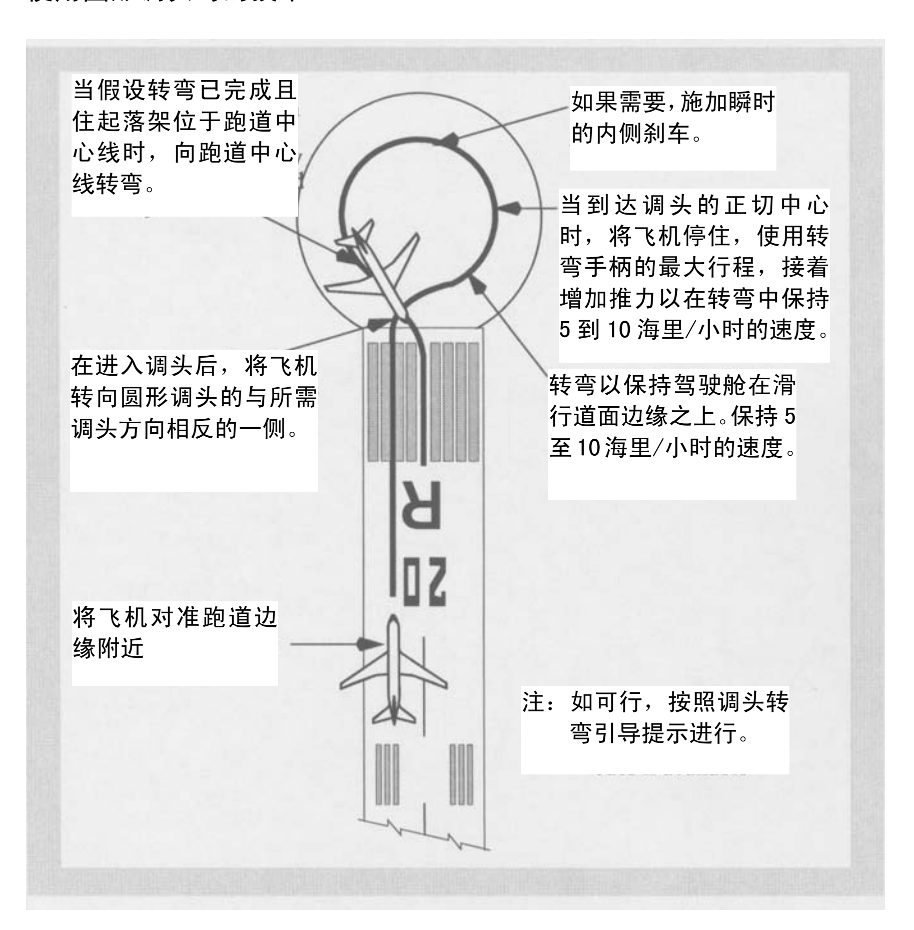
注：喷涂的跑道标记在潮湿时是较滑的，这可能在转弯时引起前起落架打滑。

可以通过遵循一些特定的技术来减小转弯半径。滑行飞机，使主起落架轮接近跑道边缘。这为转弯提供了更多的跑道道面。在慢车推力下将飞机完全停下。将前轮控制手柄保持在最大控制角度，松开刹车，然后增加外侧发动机推力。在转弯期间，仅使用位于转弯外侧的发动机，同时保持 5 到 10 海里/小时，以此来使转弯半径最小。内侧主轮的轻微间歇刹车有助于减小转弯半径。手册并不推荐在转弯处将飞机停下，除非要求这样做以减小转弯半径。当飞机通过 90 度转弯后，将主起落架操纵到大约在跑道中心线上，然后按照要求逐渐减小前轮转弯手柄的输入量，将飞机对准新的滑行方向。这些行动可以导致低速转弯，同时占用较少的跑道。风，坡度，跑道或滑行道面的情况和重心也可能影响转弯半径。

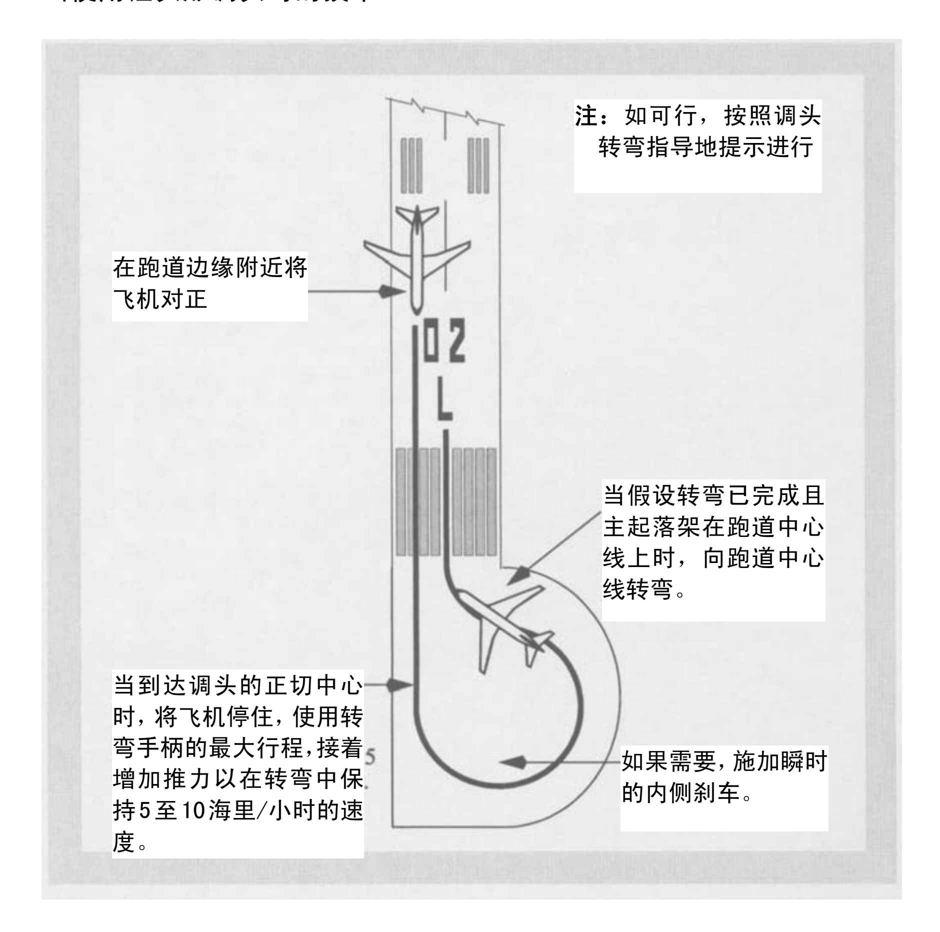
该技巧会导致低速转弯并减少使用的跑道。如果在转弯时机轮刹车未锁定，它不会给起落架和轮胎产生额外的压力。如果前轮打滑，一个好的技巧就是简单使用内侧机轮刹车并在转弯时按需使用不对称的推力。如果计划调头的道面的宽度远大于需要的最小宽度，可以按需使用间歇的内侧机轮刹车和推力以 5-10 节的速度不间断的转弯。风、坡度、跑道或滑行道道面情况和重心可能也会影响转弯半径。

下面的图表显示了在各种跑道反向转弯布局下，建议的最小半径 180 度转弯飞机地面轨迹。这些地面轨迹提供了最佳的机动能力，同时提供了在完成转弯后起飞可用的最大跑道长度。然而，通常并不要求这类机动，除非在跑道宽度小于 148 英尺（45 米）的跑道时才做此要求。

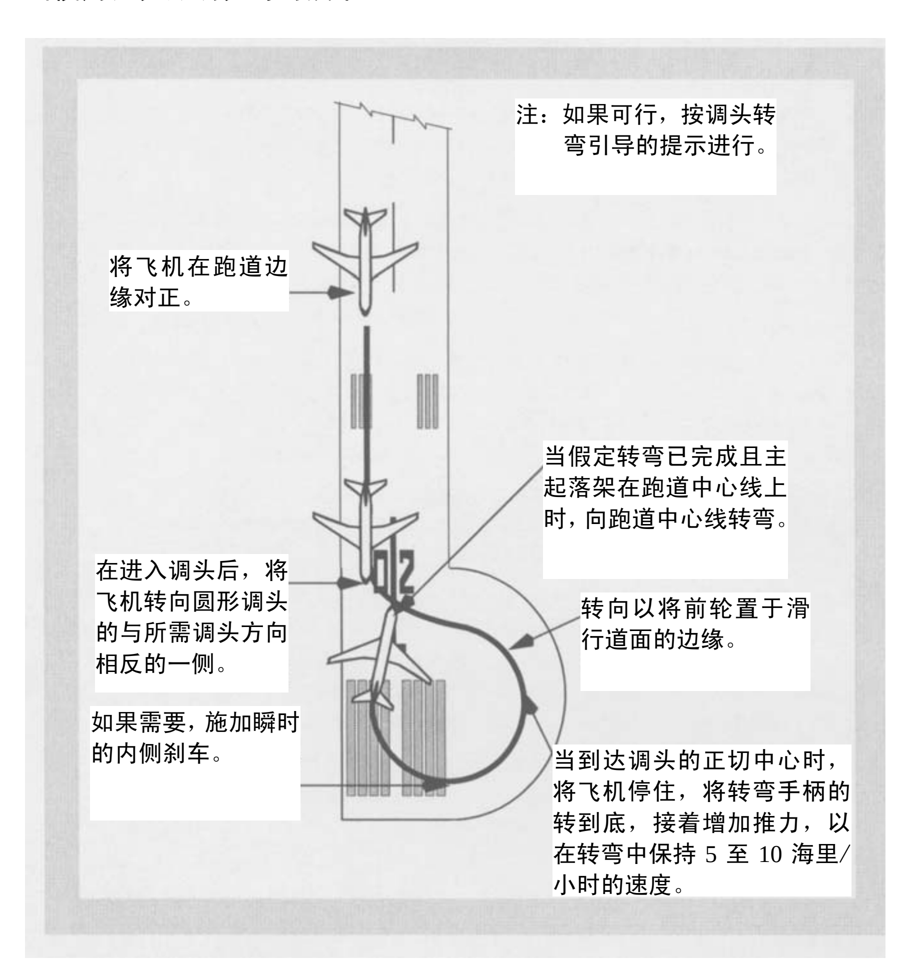
使用圆形调头时的技术



当使用锤头形调头时的技术



当使用锤头形调头时的技术



滑行－恶劣天气

恶劣天气时滑行更要注意道面状况。

在滑或污染的道面上，尤其是在强烈的侧风情况之下滑行时，应使用小速度。使用差动发动机推力有助于在转弯时保持飞机动量。在接近转弯完成时，将双发都置于慢车推力可减小前起落架打滑的可能性。避免使用大的前轮修正量来修正机轮打滑。在光滑或污染的道面上，差动刹车也许比前轮转弯更有效。如果速度过大，应在开始转弯前减速。

注：滑道面是指刹车能力低于干燥道面刹车能力的道面。因此，如果道面湿或有冰，积水，融雪，雪或任何其他会导致刹车能力下降的沉积物污染时，该道面被认为是“滑道面”。

如果存在结冰的情况，按照飞行机组使用手册（FCOM）的要求使用防冰。在长时间的地面操作中，应定期进行发动机试车以使冰的积聚降到最少。发动机试车应该按照飞行机组使用手册（FCOM）中的规定进行。

发动机排出的废气会在停机坪和跑道的起飞区形成冰，或将雪或融雪吹起，这些雪或融雪会在飞机表面结冰。如果在低温天气下滑行路线经过融雪或者积水区，或在冰点以下下雨时，滑行时应收上襟翼。在大雪时延程或延长滑行时间，可能有必要在起飞前除冰。

低能见度

飞行员应具备低能见度滑行操作时机场道面照明、标记以及信号的实践知识。了解停止杆灯、ILS 临界区域标记、等待点以及低能见度滑行航路的功能和程序，对于安全操作十分重要。很多机场都有低能见度操作的特殊程序。例如，在按照 FAA 标准起飞和着陆最低高度低于 1200 英尺（350 米）RVR 操作的机场，要求有低能见度滑行计划。

着陆后收襟翼

寒冷天气操作补充程序定义了在冰、雪或融雪可能污染襟翼区域的情况之下着陆后多长时间收襟翼。如果发现襟翼区域受到污染，应在维护人员清除污染后再收襟翼。由机务清除污染在 AMM 中有叙述。

滑行－单发

附录 A.2.3

单发操作（EOT)可能会节约燃油并减少碳排放。

在单发操作中，机组应将注意力放在滑行上。应尽可能地集中注意力。

波音没有颁布具体的EOT操作程序。每个用户都可按照其操作规定的并符合其管理机构要求的EOT原则，程序和机组资料进行操作，并熟悉这些资料。

起飞和初始爬升 第 3 章

目录 第 TOC 节

起飞和起始爬升 第 3 章

前言

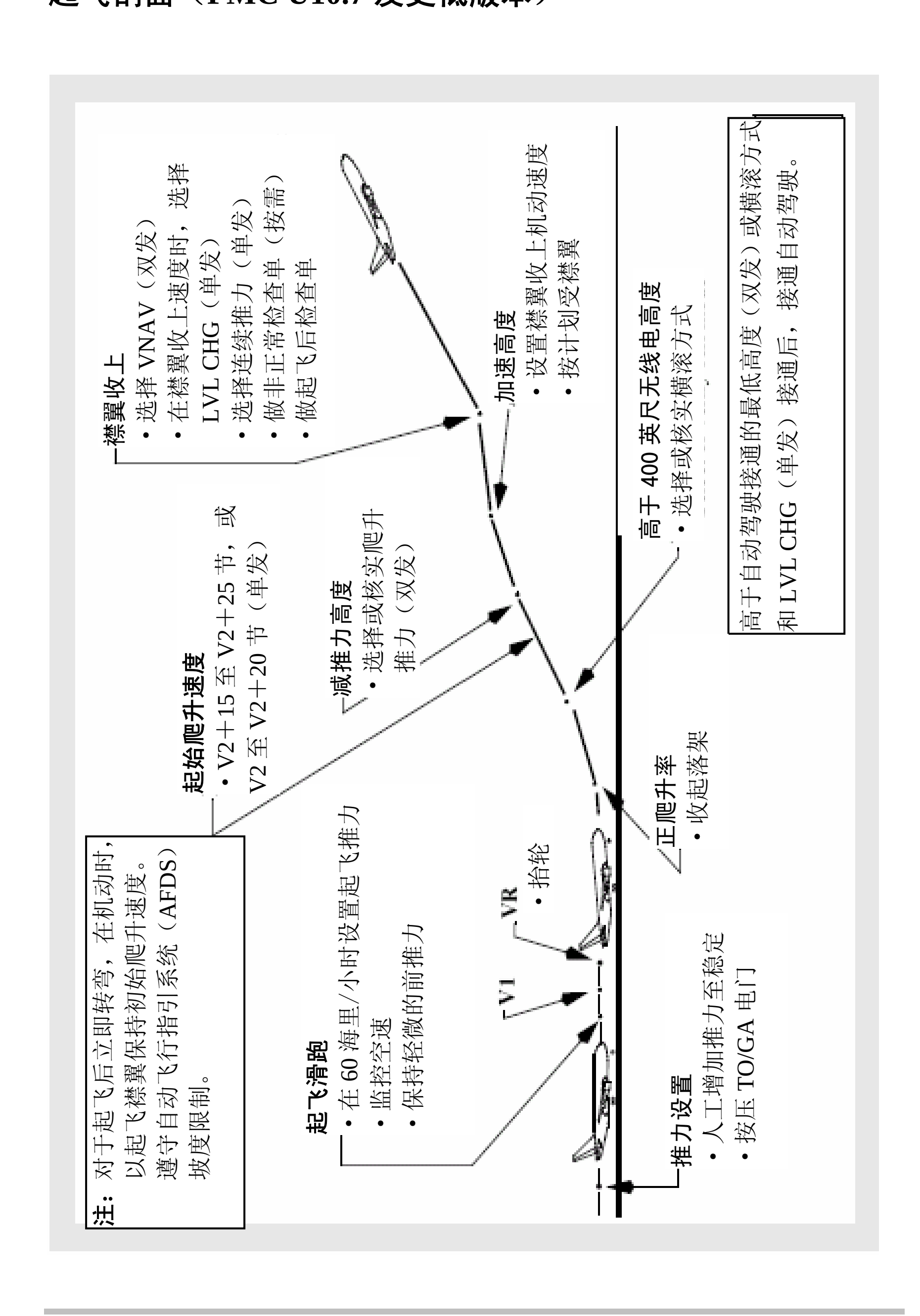
本章概述了起飞和初始爬升建议的操作程序和技术,并涉及到起飞/初始爬升阶段的发动机失效。每个图示的讨论部分都强调了重要内容。

飞行剖面图说明在完成飞行机动中所推荐的基本形态，并且为标准化和机组配合提供了基础。

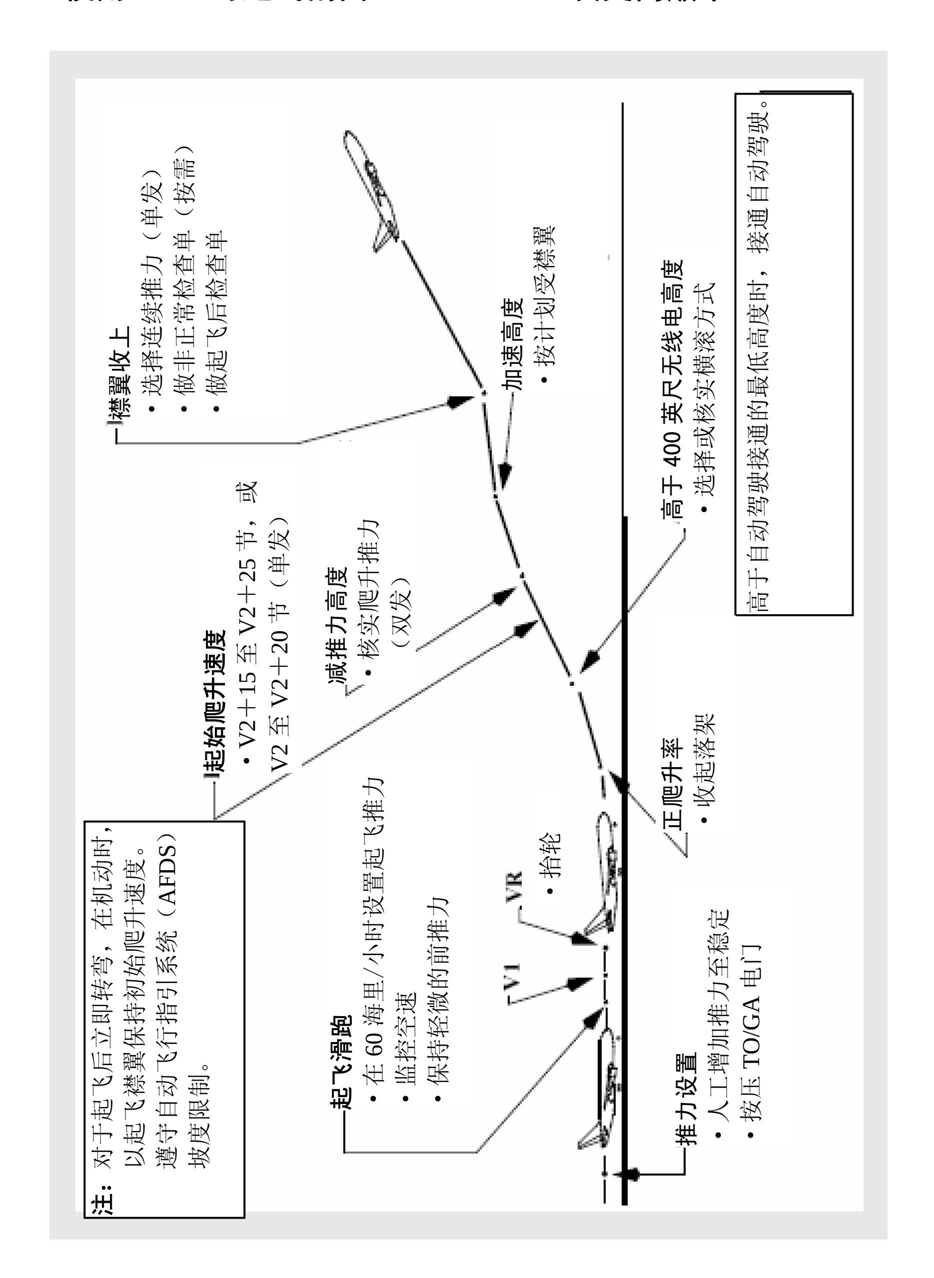
起飞

正常起飞程序满足了典型减噪音要求。一些机场可能有需要按照修改起飞剖面的特殊程序。

起飞剖面（FMC U10.7 及更低版本）



使用 VNAV 的起飞剖面（FMC U10.8 及更高版本）



起飞－概述

作为起动前程序的一部分，复查起飞基准（TAKEOFF REF）页面，确保输入正确且航前检查已完成。确保在方式控制面板（MCP）上设置了V2。地图显示、地图范围和航段（LEGS）页面顺序应当和离场程序一致。

复查 LEGS 页面上的爬升限制。确保爬升页面上包含与离场程序相一致的相应高度和空速限制。

注：在起飞时，多功能显示下方中间处通常是空白的，这样可以减少不必要信息的显示。

通常，操纵飞机的飞行员（PF）在 CDU 上显示起飞基准页面。显示起飞基准页面可使机组在起飞时无意中从空速显示上删除 V 速度后迅速得到 V 速度。在执行起飞前程序中，完成对起飞简令的更新之后，PF 可以选择显示爬升页面用于起飞。但是，为了减少机头向下的情况，起飞后通常应该立即在方式控制面板上完成爬升限制修正。在工作量允许的情况之下，修正爬升页面。通常，在起飞和离场中监控飞机的飞行员者（PM）显示航段(LEGS)页面以在必要时及时地修正航路。

起飞襟翼设置

当条件允许时，考虑使用较大的襟翼设置起飞，以提供较短的起飞距离。大的襟翼设置也提供了较大的机尾离地间隔。参见本章的典型起飞机尾离地间隔表来确定不同起飞襟翼设置的最小机尾离地间隔。

推力管理

电子发动机控制装置（EEC）简化了推力管理程序。虽然飞机具有 EEC 功能，飞行员还是需要监视发动机参数并证实已获得适当的推力。

如果仅为了支持偶然的飞机运动，而在未铺设的道面或薄柏油道面上采用喷气发动机的高推力设置，则会使结构遭到零星的碎石、沉积的沥青块和其它外来物的损坏。应确保在经过维护的铺设良好的道面和跑道上进行试车和起飞。

开始起飞滑跑

对于所有起飞，建议使用自动油门和飞行指引仪。然而，离地之后方可

遵循 F/D 指令。

建议使用滑跑起飞程序来设定起飞推力。它可以加速起飞，减小外来物损伤风险或减小由于顺风或侧风造成发动机喘振/失速的风险。飞行测试和分析已经证明，和标准起飞相比，滑跑起飞程序产生的起飞滑跑距离变化可忽略不计。

完成滑跑起飞有两种方法：

- 如果在进入跑道前或进入跑道的过程中允许起飞，应保持正常滑行速度。当飞机对正跑道中心线时，确认前轮转弯手轮已松开，前推油门杆至刚好高于慢车推力（40％N1）。使发动机瞬时稳定，然后及时将油门杆推至起飞推力（自动油门起飞/复飞（TO/GA））。无需在增加推力前停住飞机。
- 如果在跑道的等待位置等待，应确认前轮转弯手轮松开，松开刹车，然后按照上述方法使用起飞推力。

注：通常，只有在结冰状态下需要静态试车时，才刹住车维持慢车以上推力。

静止起飞程序可以通过保持刹车直至发动机稳定来完成，要确保松开前轮转弯手柄，然后松开刹车，同时迅速地前推油门杆达到起飞推力（自动油门 TO/GA）。

让发动机达到稳定可以提供均衡的发动机加速度直到达到起飞推力，同时使方向控制的问题最小。这点在存在侧风或跑道道面滑时尤其重要。准确的初始设置并不像设置对称推力那样重要。如果人工设置推力，应柔和地前推油门杆至起飞推力。

注：在将油门杆前推至起飞推力之前让发动机稳定约 2 秒钟以上，可能会对起飞距离造成不利影响。

确保目标 N1 在 60 节之前设好。在 60 节后，可能需要立即微量增加推力以达到目标 N1。起飞推力设定好后，如果两台发动机的 N1 有小量偏差，不应该作为中断起飞决断的依据，除非还伴随着一个更严重的问题。（参考 QRH，机动章节，中断起飞，作为标准）。由于推力设定的偏差，跑道情况等等，为发动机之间的 N1 偏差指定一个精确的偏差值是不实际的。

受限制的环境，如方向舵脚蹬转弯失效，在起飞中当方向舵无效时，在低速的情况之下可能要求使用前轮转弯手柄。参阅飞机放行偏离手册（DDG）可获取更多有关方向舵脚蹬操纵失效时操作的信息。

如果推力设定好后发生发动机超速，并且决定继续起飞，不要收油门杆以试图控制超速。推力设定之后收油门会导致丧失起飞性能。当操纵飞机的飞行员（PF）判定高度（最小值为 400 英尺离地高度（AGL））和空速都可以接受时，在超速在限制范围内且完成适当的 NNC 之后，应收油门。

轻微向前压驾驶杆。用方向舵脚蹬控制和方向舵使飞机保持在中心线上。当速度达到 40 至 60 海里/小时，方向舵开始生效。当大于此滑行速度时，使用方向舵脚蹬操纵，可获得最大前轮转弯效能。

无论由哪名飞行员执行起飞，机长应一直把一只手放在油门杆上直到达到 V1，以便对中断起飞迅速作出反应。达到 V1 之后，机长的手从油门杆上移开。

在起飞滑跑时，监控飞机的飞行员（PM）应当监视发动机仪表以及空速指示，并通告任何异常情况。80 海里/小时时，监控飞机的飞行员（PM）应当喊话，操纵飞机的飞行员（PF）应当核实该速度与其空速表一致。

如果空速管系统被保护套或外来物阻碍，会导致空速指示器不显示，或是不同仪表的空速指示不同。飞行机组确保空速指示器工作并且在 80 海里/小时适当喊话，这一点很重要。如果对任何一个主要空速指示器的准确性有疑问的话，可以参考备用空速指示器。另一个关于速度的信息来源来自于地面速度指示。越早识别故障对于作出走/停决定至关重要。关于这一主题的进一步讨论，可参看第 8 章空速不可靠一节。

监控飞机的飞行员（PM）应当确认已设定了起飞推力，同时接通了油门保持方式（THR HLD）。在接通油门保持方式（THR HLD）之后，自动油门可能发生瞬时的 4％ N1 的过调量，但推力应稳定在+/-2％N1。如果需要，监控中的飞行员（PM）应调节推力至目标推力 N1 的-0％＋1％。一旦油门保持方式（THR HLD）指示，则自动油门不能改变油门杆的位置，但是油门杆能人工定位。在选择其他推力模式之前，油门保持方式（THR HLD）将维持接通状态。

注：在 20 海里/小时或更强的顶风中起飞时，可能会导致在自动油门做出最终推力调节之前进入油门保持方式（THR HLD）。

如果发生系统故障，油门保持方式（THR HLD）会防止油门杆移动。缺少 THR HLD 显示意味着保护装置可能没有生效。如果未出现 THR HOLD 信号牌，不要求机组采取措施，除非随后的系统故障使油门杆产生不必要的移动。当出现任何自动油门故障时，都应断开自动油门，然后人工设定所需推力。

抬轮和离地—双发

起飞速度是在最小控制速度、失速速度、和机尾离地裕度的基础上建立的。较短机身的飞机通常靠失速速度裕度来控制起飞速度，较长机身的飞机通常靠机尾离地裕度来限制起飞速度。在 VR 时开始柔和连续地抬轮，可确保机尾离地裕度，因为在飞行机组使用手册（FCOM）中的 PI 章节、机场分析或飞行管理计算机（FMC）中描述的经计算的起飞速度经过了改进，以此来提供足够的机尾离地间隔。

当速度超过 80 海里/小时，减轻操纵杆推杆力使其处于中间位置。为了达到最佳的起飞和爬升性能，在 VR 开始柔和连续地抬前轮至 15 度俯仰姿态。在抬前轮期间不推荐使用安定面配平。离地后使用姿态指引仪作为主要俯仰参考。飞行指引仪和指示空速及其他的飞行仪表一起使用以保持正确的垂直飞行航路。

注：飞行指引仪的俯仰指令不用于抬轮。

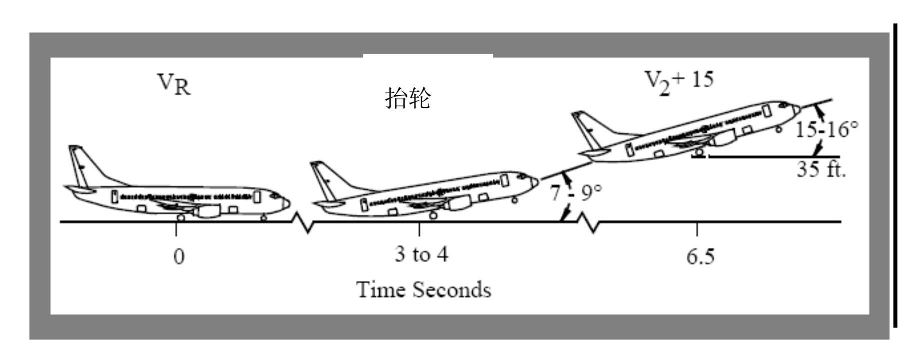
飞行员在使用习惯的抬轮技术时，如果使用大约相当的控制力和相似的目视标志，则所产生的抬轮速率会由于机身长度不同而略有不同。

注：不要调整起飞速度和操纵力来补偿增加的机身长度。

如果使用上述技术，所产生的抬轮速率在 2 度至 3 度/秒内变化，在机身更长的飞机上此速率将会达到最低。飞机可在约 3 到 4 秒内达到离地姿态，这取决于飞机的重量和推力设定。

典型抬轮，双发

下图显示了双发典型抬轮操作。



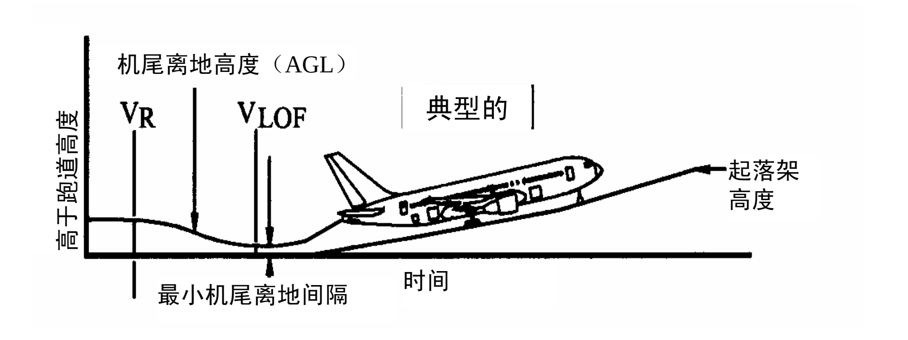
在高度表上显示正上升率后收回起落架。

按照该章中描述的技术收襟翼。

注：在低全重操作时，以低于全推力起飞有助于在单发失效时对飞机方向的控制。抬轮应该以正常速率完成，但是在转换到初始爬升的过程中，可能需要比正常情况更高的俯仰姿态。

典型起飞机尾离地间隔

下列图表显示在起飞中，襟翼位置对离地的俯仰姿态和最小机尾离地间隔的影响。此外，最后一栏显示了在机轮接地起落架支柱伸出时的俯仰姿态。关于擦机尾程序的讨论，参见第 8 章和擦机尾非正常检查单。



机型	襟翼	离地姿态（度）	最小机尾离地间隔 英寸（厘米）	擦尾俯仰姿态（度）
737－600	1	9.0	28(71)	16.2
	5	9.0	28(71)	
	10	8.8	29(73)	
	15	8.7	30(76)	
	25	8.6	32(81)	
737－700	1	9.1	29(73)	14.7
	5	9.1	29(73)	
	10	8.9	30(76)	
	15	8.7	31(79)	
	25	8.5	32(81)	

机型	襟翼	离地姿态（度）	最小机尾离地间隔 英寸（厘米）	擦尾俯仰姿态（度）
737－800	1	8.5	13(33)	11.0
	5	8.0	20(51)	
	10	7.6	23(58)	
	15	7.3	25(64)	
	25	7.0	29(73)	
737－900	1	8.0	13(33)	10.0
	5	7.6	19(49)	
	10	7.4	22(56)	
	15	7.1	24(61)	
	25	7.0	25(64)	
737－900ER	1	8.0	13(33)	10.0
	5	7.6	19(49)	
	10	7.1	24(61)	
	15	7.0	25(64)	
	25	6.8	27(69)	

注： 襟翼 1 和 5（-800/900/900ER）有最小的起飞离地间隔。考虑在低总重的情况之下用较大的襟翼设置起飞。因为机身较短，737-600 不太可能后机身触地。

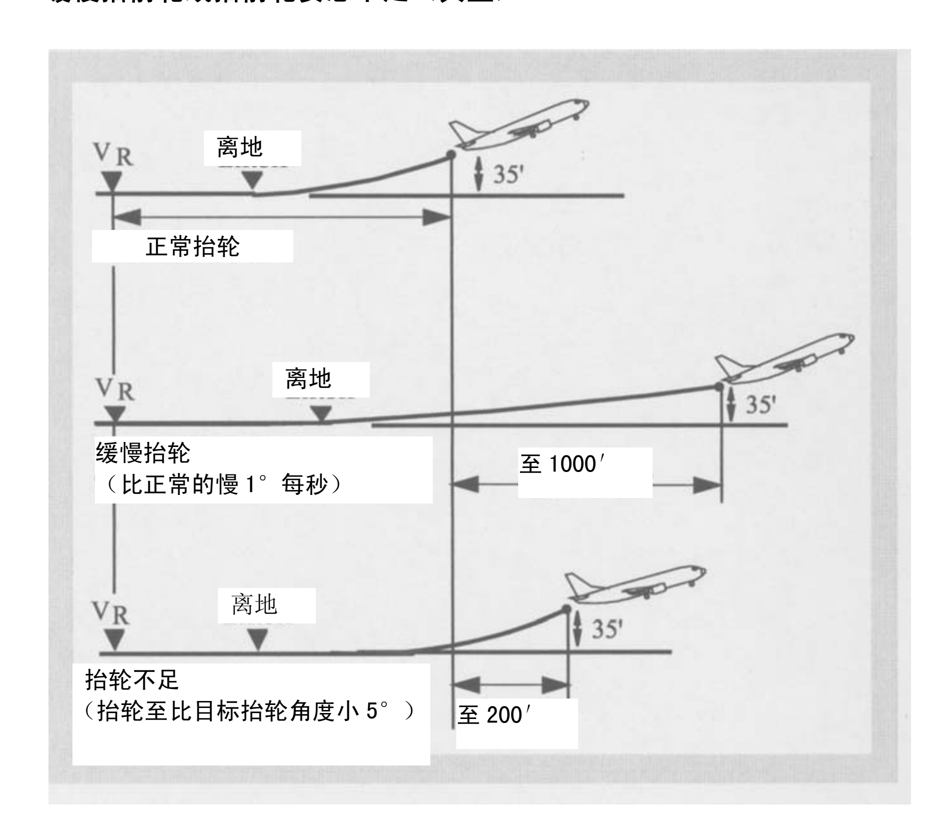
抬轮速度和俯仰率对离地的影响

起飞和初始爬升性能取决于正确的空速和合适的速率抬前轮以达到目标姿态。过早或过快抬轮会导致擦机尾。过迟、过慢或抬头姿态不足将增加起飞地面滑跑距离。任何不恰当的抬轮都会降低初始爬升飞行轨迹。

不恰当地抬轮会在离地后对指令速度产生影响。如果抬轮延迟到速度超过 V2＋20 后进行，则由飞行指引仪指令的速度是高达最大 V2＋25 的抬轮速度。较早离地并不影响指令的初始爬升速度，然而，任一情况都会使整体的起飞性能下降。

下图显示了与正常抬前轮相比，在起飞中缓慢抬前轮或抬前轮姿态不足是如何增加起飞后达到 35 英尺高度所需水平距离的。

缓慢抬前轮或抬前轮姿态不足（典型）



重心（CG）影响

在飞机重量轻、后重心（CG）的情况之下起飞时，将最大推力、快速地增加推力和突然松刹车结合使用，可能会使机头上仰，减少前轮转弯的效能。重心（CG）位于或接近后限时，应保持向前推杆，直至速度达到 80 海里/小时从而增强前轮转弯效能。速度超过 80 海里/小时时，应松开向前推杆的力，使操纵杆回到中立位置。在重量轻及后重心（CG）的情况之下，建议只要条件允许就使用减推力和滑跑起飞技术。当速度在 40 至 60 海里/小时之间时方向舵生效。

有起飞备用前重心限制的操作

起飞性能是基于飞机飞行手册（AFM）中定义的前重心限制得出的。然而，如果在 AFM 中出现备用前重心限制（更靠后），则可以使用备用前重心限制提高起飞性能。与基本的飞机飞行手册（AFM）性能数据相比，使用该数据能提供更高的性能限制起飞重量。

通常，使用备用前重心是为跑道长度，爬升和障碍物限制离场增加性能限制起飞重量。备用重心的另一个潜在的好处是可以允许更大的减推力量，这可以增加发动机的可靠性并减少发动机的维护费用。然而，如果在航空公司的飞机飞行手册（AFM）中有审核过的数据，并已获得管理机构对在备用前重心下使用飞机的许可，这些改进过的性能能力才是可以使用的。

由于减少了水平安定面上所需的机头上仰配平，更靠后的重心（CG）可以增加在给定迎角下的升力。这允许减少 VR 和 V2，这样就可以减少起飞所需的跑道长度。所需跑道长度的减少也能允许增加的跑道长度限制重量。在大多数例子中，机头上仰配平的减小也能造成阻力的减小，这可以增加飞机的爬升能力。

注： 在使用备用前重心时，飞行管理计算机（FMC）计算的起飞速度和快速检查单（QRH）中的起飞速度都是无效的。起飞速度应通过使用通常由放行或飞行操作提供的备用前重心性能数据计算而来。

侧风起飞

下述侧风指导是通过飞行试验数据、工程分析和飞行模拟器评估得出的。

注：如果在松刹车之前设定了起飞推力，则会在侧风或顺风分量较强时发生发动机喘振。因此，当侧风超过 20 海里/小时或顺风超过 10 海里/小时时，强烈建议使用滑跑起飞程序。

起飞侧风原则

附录 A.2.4

侧风原则不要认作是一种限制。侧风原则便于帮助用户建立自己的对策。

起飞侧风原则以最不利的飞机负载（重量轻和后重心）为基础，并假设单发中断起飞（RTO）且使用了正确的飞行技术。在滑跑道上，侧风原则是随着跑道道面状况的变化而变化的。

跑道条件	侧风分量—海里/小时*
	没有/有小翼
干跑道	36/34
湿跑道	25
积水/融雪跑道	15
积雪－未融化的跑道**	25
积冰－未融化的跑道**	15

*风测量于 33 英尺（10 米）高的塔台上，适用于宽度为 148 英尺（45 米）或更宽的跑道。

**应仅在不存在融化的冰或雪的跑道上尝试在未处理过的冰雪上起飞。

方向控制

初始的跑道对正和柔和对称的推力使起飞过程中飞机有较好的侧风控制能力。在起飞滑跑的初始阶段（大约低于 80 海里/小时），轻微向前推杆会增强前轮操纵效果。使用推力时如飞机偏离中心线，应该立即用柔和而果断的操纵抵抗偏离。柔和控制方向舵并配合轻微的驾驶盘操纵，使飞机在正常起飞时不会造成操纵过量的现象。驾驶盘操纵力度过大会对接近地面最小操纵速度 V1（MCG）时的方向控制产生不利的影响，因为伸出的扰流板会产生额外的阻力。

注： 在湿或滑跑道状况下，监控飞机的飞行员（PM）应特别留意保证发动机有对称平衡的推力显示

抬轮和起飞

始起飞滑跑时将驾驶盘处于 约居中位置。在起飞滑跑过程中，逐渐将驾驶盘转向迎风方向，使机翼近 似保持水平。

注： 抬轮和离地过程中，驾驶盘转动量过大增大扰流板的放出量。随着扰流板放出量的增加，阻力增大且升力减小，这会导致机尾离地间距减小，起飞滑跑过长，且飞机加速减慢。

离地时，由于受到杆舵交叉的控制，飞机 处于侧滑状态。离地后，缓慢地将驾驶盘和方向舵脚蹬居中，使飞机从侧 滑状态缓慢、柔和地改出。

阵风和强侧风条件

在阵风或强侧风条件下起飞时，建议使用比要求的最小推力稍大的推力设置。当常见风与跑道成 90 度或接近 90 度时，在抬轮或离地期间，由于风向改变引起顺风阵风的可能性增加了。在这种情况之下，考虑使用接近或达到最大起飞推力的推力设置。使用较高的推力设置可以减小所需的跑道长度，同时使在抬轮，离地，和初始爬升中飞机暴露在阵风条件下的情况最少。

在强侧风情况 下，为了增加机尾离地间距，如起飞性能允许，可以考虑使用一个较高的 VR。可以通过下列方法来完成：

- 使用改善的爬升起飞性能
- 将VR速度增加至性能限制全重抬轮速度，但不要超过实际全重VR+20海里/小时。根据全重设置V速度。以调整（较高）的抬轮速

度抬轮。这个增加的抬轮速度会导致失速裕度增加，并符合起飞性能的要求。

避免阵风时抬轮。如果在接近VR时遭遇阵风，表现为空速停 滞或迅速加速，此时应瞬时延迟抬轮。稍微延迟抬轮可使飞机有更多时间 加速穿越阵风，所产生的额外空速可以增加机尾离地裕度。不要为了离开 地面并降低阵风效应而提前抬轮或以高于正常速率抬轮，因为这样做会减少机尾离地裕量，将驾驶盘输入控制在保持机翼水平所需的量。驾驶盘使 用过量可能导致扰流板放出量增加，从而减少机尾离地距离。所有这些因素都能提供加速穿越阵风的最大能量，同时保持离地时的机尾离地裕度。此时，飞机处于杆舵交叉控制的侧滑状态。离地后，缓慢将驾驶盘和方向 舵脚蹬居中，即可从侧滑中柔和地改出。

减推力和减功率起飞

通常，在性能允许的情况之下用小于全功率推力进行起飞。较小的起飞推力降低了发动机排气温度（EGT），改善了发动机的可靠性并延长了发动机的寿命。

使用减推力起飞（假设温度法或 ATM），减功率起飞（固定减功率）或两种方法相结合来实现减推力起飞。无论哪种方法，应该使用基于所选功率（全功率或固定减功率）和所选假设温度的起飞速度。这些起飞速度来自于起飞分析（跑道/机场分析）或其它经批准的来源。使用这些方法中的任何一种以小于全功率的推力起飞，符合所有法规规定的起飞性能要求。

注：如果存在或怀疑有风切变情况，除非要求使用固定减功率来满足放行性能的要求，否则不推荐以小于全功率的推力起飞。

减推力起飞(ATM)

减推力起飞（ATM）是指起飞推力等级小于全功率起飞推力。通过选择比实际周围温度要高的假设温度来实现减推力起飞。

当使用 ATM 时，由于最小操纵速度（VMCG 和 VMCA）是基于全功率起飞推力，所以起飞推力设定不认为是一种起飞操作限制。在任何起飞期间，都可以前推油门杆至最大起飞推力。

注：如果使用批准的湿跑道起飞性能数据，可以在湿跑道上使用减推力起飞（ATM）。然而，在有积水、融雪、雪或冰的污染跑道上，不允许用减推力起飞（ATM）。

注：用减推力起飞（ATM），在抬前轮和初始爬升中，可能需要轻微增加升降舵带杆力。

减功率起飞（固定减功率）

减功率起飞（固定减功率）是小于全功率的起飞推力等级。为了使用减功率起飞，需要特定固定减功率等级的起飞性能数据。通过在 FMC 中选择固定的起飞减功率来获得减功率起飞。

当使用减功率起飞时，因为最小操纵速度（VMCG 和 VMCA）和安定面配平设置是基于减功率起飞的，所以认为起飞推力的等级是起飞操作的一个限制。

除非遭遇了两台发动机在起飞中都需要额外推力的情况，例如风切变，否则不应该前推油门超过固定减功率起飞的限制。在起飞中如果出现单发，增加推力超过了固定减功率起飞的限制，可能导致失去方向控制。

注：减功率起飞（固定减功率）可以用于在湿跑道和有积水、融雪、雪或冰的污染跑道上的起飞。

当 VMCG 限制了性能时，例如在有积水、融雪、雪或冰的污染跑道上时，减功率起飞（固定减功率）可以允许有较大的起飞重量。这是因为减功率起飞允许有较小的 VMCG。

当起飞重量受到了最小起飞重量要求的限制时，减功率起飞（固定减功率）可以允许有较小的起飞重量。

假设温度法（ATM）和固定减功率相结合

注：必须遵守减推力起飞（ATM）和减功率起飞（固定减功率）的所有极限和限制。

通过首先选择固定减功率，然后用比实际周围温度高的假设温度，可以结合减推力起飞（ATM）和减功率起飞（固定减功率）。尽管不认为起飞推力等级是假设温度法减推力的一个操作极限，但是固定减功率仍被认为是起飞操作的限制，因为仅在固定减功率时起飞速度要考虑 VMCG 和 VMCA。

- 有双减功率选项的飞机，在N1显示上无固定减功率限制的指示。除非遇到两台发动机在起飞中都需要额外推力的情况，例如风切变情况，否则不应该前推油门。如果起飞时出现单发，增加推力超过了固定减功率起飞的限制，可能导致失去方向控制。
- 无双减功率选项的飞机，基准N1游标显示了固定减功率的限制。只可以前推油门至固定减功率限制。除非遭遇了两台发动机在起飞中都需要额外推力的情况，例如风切变的情况，否则不应该前推油门超过固定减功率起飞的限制。如果起飞时出现单发，增加推力超过了固定减功率起飞的限制，可能导致失去方向控制。

推力控制

当进行减推力（ATM）起飞时，如果在油门处于油门保持（THR HLD）方式时需要更大的推力（直至全功率的推力），必须人工前推油门。如果在起飞中遇到需要额外推力的情况，例如风切变，机组应该毫不犹豫地前推油门至全功率推力。

- 当使用减功率（固定减功率）起飞或假设温度法和固定减功率相结合的起飞时，仅在固定减功率时起飞速度考虑VMCG和VMCA。除非遇到两台发动机在起飞中都需要额外推力的情况，例如风切变，否则不应该前推油门超过固定减功率起飞的限制。如果起飞时出现单发，增加推力超过了固定减功率起飞的限制，可能导致失去方向控制。

当高等级的减功率和高的假设温度相结合或如果爬升推力等级大于自动所选的爬升推力等级时，爬升推力可能高于起飞推力。在此情况之下，到达减推力高度时前推油门。

当显示油门保持（THR HLD）方式时，如果需要更大的推力（直至全功率的推力），必须人工前推油门。当飞机的无线电高度低于800英尺时，通过第二次按压TO/GA电门，可以确定全复飞N1。这样可以设置全复飞推力的基准N1游标。

当飞机的无线电高度高于800英尺时，按压TO/GA电门，前推油门至全复飞推力。

改善的爬升起飞性能

当没有跑道长度限制时，利用超出的跑道长度加速到更大的起飞和爬升速度，从而增大爬升限制重量。这改进了爬升梯度，因此提升了爬升限制以及障碍物限制重量。V1、VR 和 V2 增大并且必须从签派或者机场分析中获取。

低能见度起飞

附录 A.2.4

在着陆最低标准以下进行低能见度起飞操作，可能需要一个起飞备案。当选择起飞备案时，必须考虑不可预计的事件，例如单发或其它非正常情况，这些都可能影响起飞备案时的着陆最低标准。有权进行单发Ⅱ/Ⅲ类操作的公司可以批准更低的备案最低标准。

如果机组接受了良好的训练并且具备适合的跑道照明，可能会批准（FAA）进行 500 英尺/150 米跑道视程（RVR）的低能见度起飞。如果具备起飞制导系统，并且中心线照明符合 III 类操作的 FAA 或 ICAO 标准，允许在 300 英尺/75 米 RVR 的低能见度条件下起飞。管理机构可专门针对低能见度起飞使用起飞侧风限制。

所有 RVR 读数都必须大于或等于所需的起飞最低标准。如果接地或滑出的 RVR 系统不工作，则中央 RVR 可代替不工作的系统。当接地区 RVR 不工作时，管理机构应授权飞行员对 RVR 进行判断。

使用平视显示器（HUD）低能见度起飞

在起飞中，使用包括了喊话在内的正常程序。一旦飞机对正跑道，证实地面滑跑指导指引显示在平视仪上。同时，调整了混合器的亮度，允许跑道标记和符号清晰地显示。操纵飞机的飞行员通过使用目视标记和平视仪符号执行起飞滑跑。平视仪指导提供了转弯指令来保持中心线，然而，跑道标记和跑道灯光是保持中心线的主要指示。

开始平稳的连续抬轮使飞机的俯仰参考符号处于目标俯仰线的上方。一旦飞机俯仰稳定，过渡到飞行航迹矢量和制导标志。当在诸如起飞抬轮或复飞，颠簸气流或侧风情况之下，操纵输入量较大且变化较多时，飞行航迹矢量的移动会变大。过度的机动将导致飞行轨迹矢量和制导符号变化过大。一旦输入量大且多变时，飞行 员应继续正常的飞行仪表巡视，不要集中于平视显示器上的符号。

监控飞机的飞行员必须意识到起飞的时候，操纵飞机的飞行员全神贯注于飞机外和平视显示器（HUD）指示。相对于不使用 HUD 的正常起飞滑跑，这就需要监控飞机飞行员更多地注意低头观察仪表。

不利的跑道条件

附录 A.2.4

由于融雪、积水或厚雪增大了滑跑阻力、减小了轮胎与地面的摩擦力，因而飞机的起飞性能会有所降低。

大多数航空公司根据粉状雪、融雪、湿雪和积水深度，减少了 AFM 中规定的跑道长度以及/或者障碍物限制起飞重量，并规定了不应尝试起飞的最大污染物深度。

融雪或积水可能导致飞机损坏。建议跑道上融雪、积水或湿雪的最大厚度是 0.5 英寸（13 毫米）。干雪的最大厚度是 4 英寸（102 毫米）。

在中断起飞中，滑跑道（湿、压实的雪、冰）会增加停止的距离。调整起飞性能和关键的起飞数据以适合当前的条件。检查机场分析或飞行机组使用手册的 PI 章节以获得和不利的跑道条件相对应的起飞性能变化。

注：如果存在有关在不利跑道条件下操作安全的不确定因素，在排除不确定因素前不要起飞。

在湿跑道或滑跑道的情况之下，监控飞机的飞行员（PM）必需特别注意保证对称地增加发动机上的推力。任何偏离跑道中心线的趋势都应当通过方向操作立即予以修正，如果有必要，也可采取轻微的差动推力。

起飞滑跑的初始阶段（小于约 80 海里/小时），向前推杆可以增强前轮转弯效能。

在积冰的跑道上起飞时，应该预想到方向舵脚蹬控制滞后和前轮转弯打滑的可能性。利用方向舵脚蹬和方向舵使飞机保持在中心线上。方向舵在 40 至 60 海里/小时时生效。如果起飞滑跑的开始阶段或方向舵有效之前无法控制飞机偏离中心线，那么应立即中止起飞。

联邦航空条例（FAR）起飞场地长度

联邦航空条例起飞场地长度取下列长度中的最长值：

- 双发加速，在 V1 前一秒一发失效，继续起飞并在 V2 时达到高于跑道 35 英尺所需的跑道长度（加速-起飞距离）。
- 双发加速，在 V1 前一秒发生故障，识别故障，开始中断机动并在跑道内停止所需的跑道长度（加速-停止距离）。
- 双发起飞达到高于跑道 35 英尺所用距离的 1.15 倍。

AFM 加速停止距离包括开始实施中断时所使用的距离，它是基于以认证试飞过程中所测出的停止能力。这个距离包括使用减速板和最大刹车；不包括使用反推。实际操作中，推荐使用反推和自动刹车，事实上，最大刹车可以经由人工或使用中断起飞自动刹车设定来实现。

计算得出的与加速起飞及加速停止距离相应的 V1 速度定义了给定重量所需的最小起飞场地长度。该场地长度被称为“平衡的场地长度”，与之相关的 V1 速度被称为“平衡的 V1”。快速检查单（QRH）及飞行管理计算机（FMC）基于平衡的 V1 提供起飞速度。如果使用 FMC 假设温度法（ATM）或固定减推力法减推力起飞，若 FMC 起飞速度可用，QRH 和 FMC 将提供适用于较低推力设置的平衡的 V1。

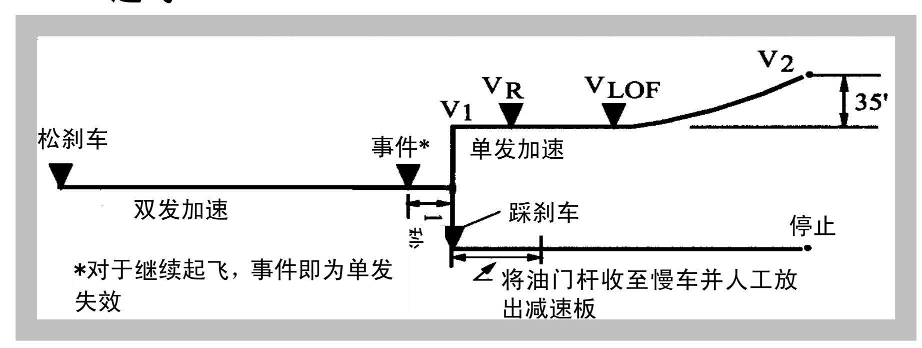
起飞总重一定不能超过爬升限制重量、场地长度限制重量、障碍物限制重量、轮胎速度限制或刹车能量限制。如果重量受爬升、障碍物或刹车的限制，当使用与 QRH 或 FMC 提供的正常平衡速度所不同的起飞速度时，限制重量可能会增加。

不同的（不平衡）的起飞速度可以使用以下来确定：

- 改进的爬升以增加爬升或越障限制重量
- 最大 V1 原则以增加障碍物限制重量
- 最小 V1 原则以增加刹车能量限制重量
- 净空道和停止道来增加场地或障碍物限制重量。

如果起飞重量不是基于正常的 V1 得出，QRH 及 FMC 起飞速度就不适用，航空公司应为飞行员提供获得适当起飞速度的方法。

FAR 起飞



注：上图仅涉及干跑道情况。有关湿跑道的性能信息参阅飞机飞行手册（AFM）。

中断起飞决断

在中断起飞（RTO）中，总能量的损耗是与飞机速度的平方成比例的。在低速状态（最大到 80 海里/小时）时，能量水平较低。因此如果认为所发生的事件对继续起飞滑跑或飞行不利，则应停住飞机。例如主警戒、异常振动和轮胎故障。

注：可参照 QRH 中的《中断起飞非正常机动》章节中有关速度低于或高于 80 海里/小时时的中断起飞决定的指导。

在平衡场地长度起飞中，当速度接近 V1 时，要将飞机停下来几乎需要使用最大的停机能力。所以必须在 V1 前作出中断起飞决定。

以前的事件中，速度接近 V1 时中断起飞，多数是导致飞机冲出跑道。通常是因为速度超过 V1 后才开始中断起飞，且没有能够使用最大的停机能力（程序/技术不正确）。本章“RTO 操纵裕度”一节中的图显示

了 RTO 执行不正确的影响。和中断起飞相关的最大刹车力度比大多数飞行员正常情况之下所用的刹车力度大得多。

V1 后不建议中断起飞，除非机长判定飞机不能再飞。即使 V1 后还有很多剩余跑道，也不能确保刹车有能力使飞机在到达跑道尽头前停下。

在已经发生的事件中，飞行员错过了飞行管理计算机（FMC）的警戒信息，这些信息告知飞行员起飞速度被删除或他们忘了设置空速游标。如果在起飞期间，机组发现 V 速度未显示，同时也没有其他的故障显示，可以继续起飞。缺少 V 速度显示且没有其他故障显示不符合任何已颁布的中断起飞的标准（参照 QRH 里的中断起飞非正常机动（NNM））。若缺少 V 速度的显示，则监控飞机的飞行员（PM）应当在起飞的合适时间将 V1 和 VR 速度告知操纵飞机的飞行员（PF）。V2 速度应当显示在方式控制面板（MCP）和主要空速表上。如果飞行员都不能记起正确的抬前轮速度，则在显示 V2 速度之前 5 至 10 海里/小时抬前轮。

中断起飞机动

在起飞滑跑时，飞机开始中断起飞机动，以使飞机迅速停止在跑道上。监控飞机的飞行员（PM）在整个起飞滑跑过程中都应严密监控重要仪表，情况不正常立即报告，例如“发动机起火（ENGINE FIRE）”、“发动机失效（ENGINE FAILURE）”或任何严重影响飞行安全的不利情况，决定中断起飞是机长的责任，但必须在 V1 速度之前作出决定。如果机长是监控飞机的飞行员，他应在开始中断起飞的同时宣布不正常情况。

注： 如果决定中断起飞，机组应按照 QRH 机动一章中的描述完成中断起飞非正常机动。

如果在显示推力保持（THR HOLD）之前中断起飞，当油门杆收到慢车位时，应脱开自动油门。如果自动油门没有断开，当松开油门杆后，油门杆会前推到所选的起飞推力位置。在显示 THR HOLD 之后收油门杆，油门杆能保持在慢车位，鉴于程序的相容性，所有中断起飞均应脱开自动油门。

如果在有风状态下，因出现火警而中断起飞，应该考虑停机位置，使火位于下风一侧。中断起飞之后，在进行随后的起飞之前，应遵循刹车冷却要求。

接近 V1 时的走/停决断

1992 年航空界制定的《起飞安全训练指导》中认为，由于没有明确 V1 是机组必须开始中断起飞的最大速度，目前对 V1 的定义可能已造成了混乱。美国国家运输安全董事会（NTSB）在其 1990 年对中断起飞事故的研究中指出，中断起飞开始较迟是冲出跑道事故的首要原因。因此，FAA 在 FAR 第 1 部分对 V1 的定义作了修改，修改后如下：

- V1 是起飞过程中驾驶员开始采取行动（例如，使用刹车、减推力、展开减速板）以使飞机在加速-停止距离内停止的最大速度；以及
- V1 也是起飞过程中，一台发动机失效后，驾驶员可以继续起飞并且在起飞距离以内获得所需的高于起飞跑道的高度的最小速度。

飞行员知道，V1 对做出走/停决断是很重要的。在跑道限制的情况之下，如果在 V1 时开始中断程序，则飞机可以在到达跑道尽头之前停住。关于在 V1 后开始中断起飞和/或使用不当程序所产生的结果，可以参照 RTO 执行操纵裕度图表。

在制定《飞机飞行手册》（AFM）中的起飞性能时，假设在 V1 前一秒出现单发失效或其他事件。在跑道限制的情况之下，如果决定继续起飞，飞机会在跑道头上方达到 35 英尺的高度。

在合理的限制范围内，即使发动机失效比假设的 V1 前一秒要早发生，继续起飞的决断意味着飞机在跑道头的高度低于 35 英尺，但仍在飞行。例如，如果发动机在 V1 前 2 秒失效，并且已决定起飞，那么跑道头飞机将达到 15 至 20 英尺的高度。

以往的训练是将发动机失效当作重点，将其作为中断起飞的首要原因，但数据表明大约四分之一的事故是涉及到发动机推力丧失，机轮或轮胎问题造成的事故和事件几乎和发动机事件一样多。发生中断的其它原因还有构型、指示器或灯、机组配合问题、鸟击或空中交通管制（ATC）等问题。

有一点很重要，即过去发生过的中断起飞事故中绝大多数并不是由于发动机失效而导致的。两台发动机可以提供最大起飞推力。在正常起飞推力下，飞机应该很容易达到跑道头上空 150 英尺的高度，如果需要空中返场着陆，飞行员也能利用跑道全长来使飞机停止。

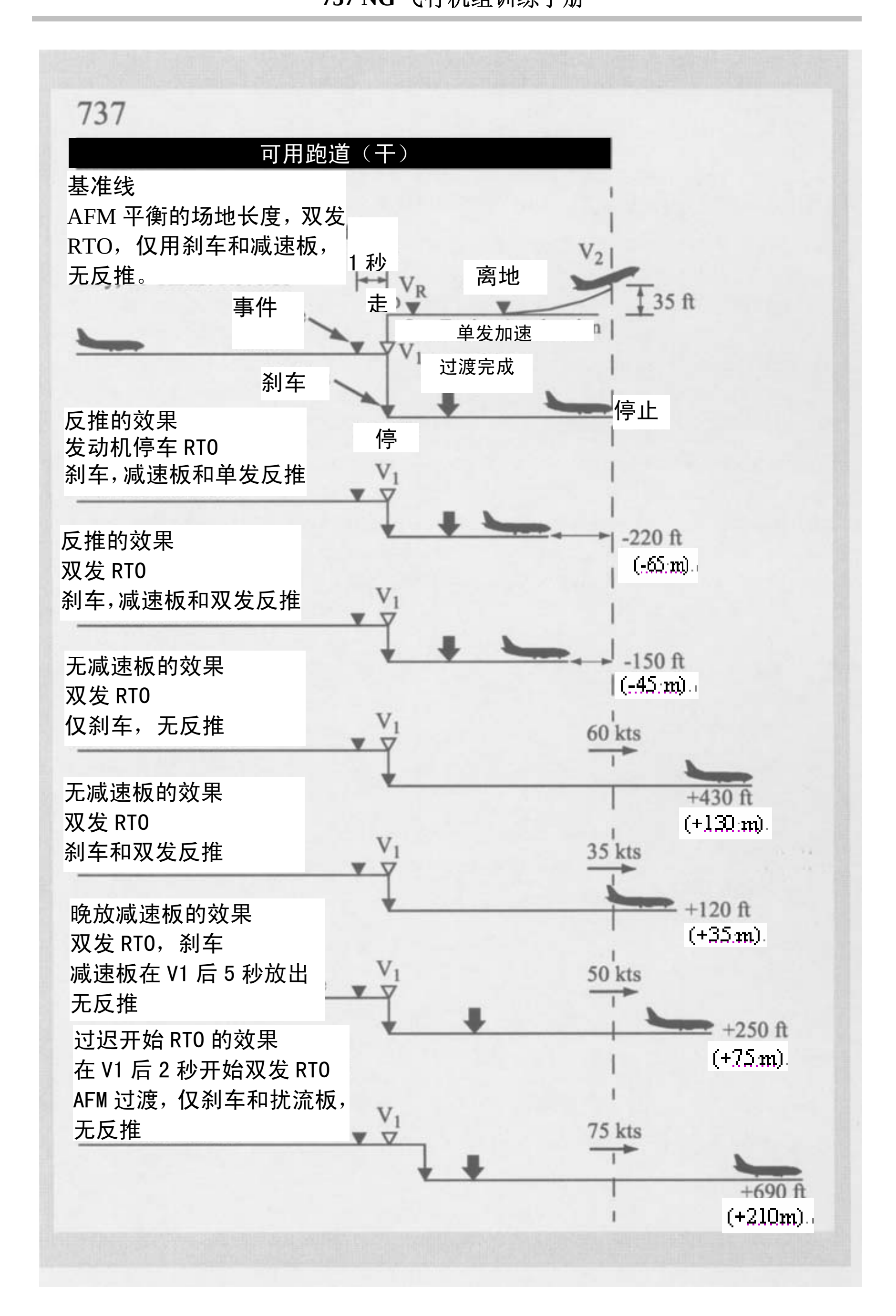
尽早在 V1 前作出走/停决断。及早发现情况、良好的机组配合以及快速反应都是成功起飞或中断的关键。

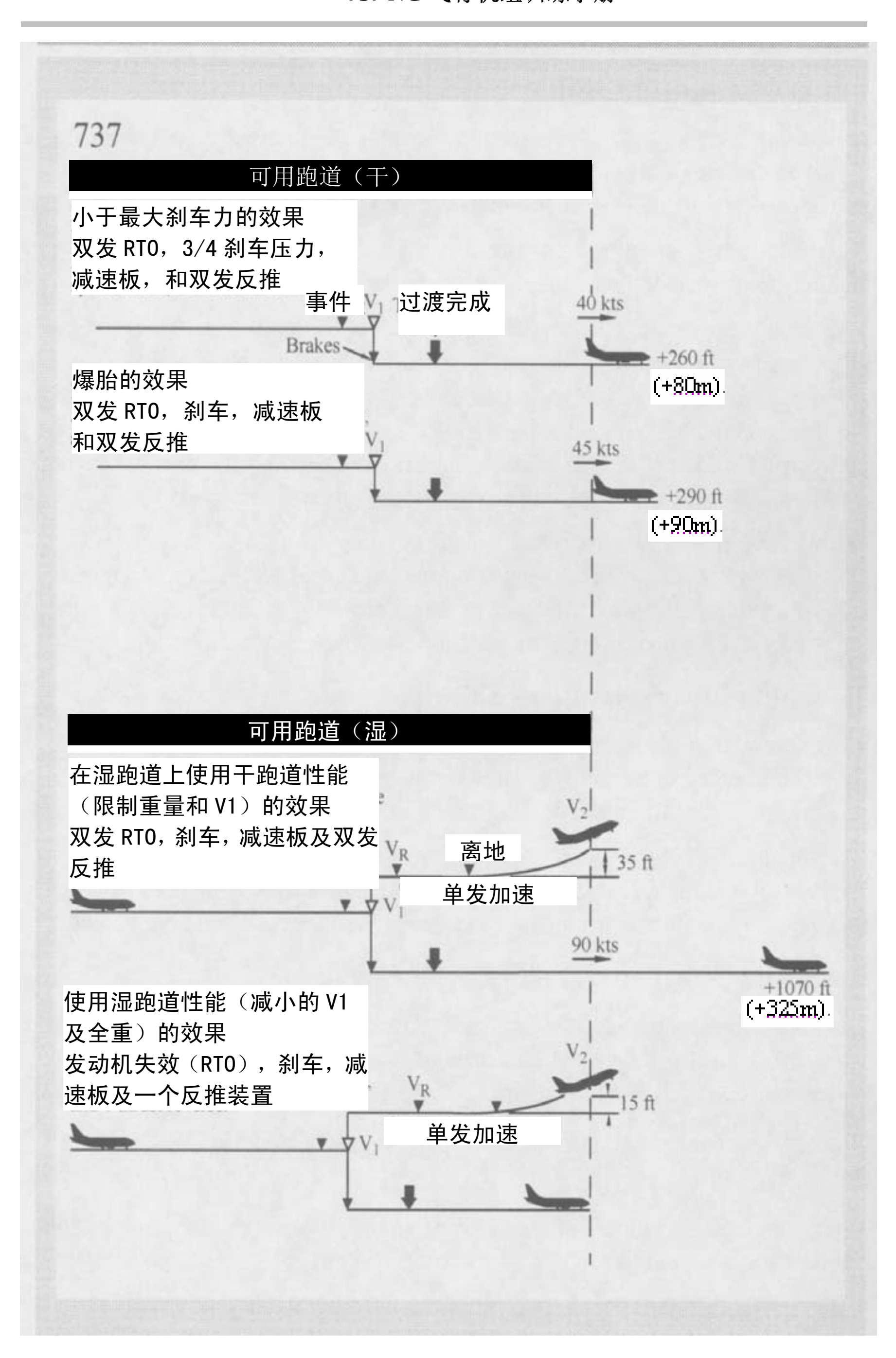
执行 RTO 的操作裕度

在 V1 或接近 V1 速度时，成功地中断起飞取决于机长及时地作出决定并使用正确的程序。

下图中的数据摘自《起飞安全训练指导》，可以用作参考。每张图显示了各种形态和程序的变化对飞机停止性能的大致影响。这些计算是以估算数据为基础，仅作训练讨论之用。这些数据通常代表飞机大重量情况之下的典型数据，除了特别提到的以外，它们是根据审核过渡时间制定的。

每种情况都与基准线情况作比较。估算的跑道头速度以及估算的冲出跑道距离在每个图示的右边缘标明。估算距离时假设冲出跑道区域可以产生与各自跑道道面相同的制动力。如果所需距离小于 FAA 加速-停止距离，用负数表示。


737
可用跑道（干）
基准线
AFM 平衡的场地长度，双发
RTO，仅用刹车和减速板，
无反推。
1 秒
V_R
离地
V_2
35 ft
事件
走
单发加速
V_1
过渡完成
刹车
停止
停
反推的效果
发动机停车 RTO
刹车，减速板和单发反推
V_1
-220 ft
(-65 m)
反推的效果
双发 RTO
刹车，减速板和双发反推
V_1
-150 ft
(-45 m)
无减速板的效果
双发 RTO
仅刹车，无反推
V_1
60 kts
+430 ft
(+130 m)
无减速板的效果
双发 RTO
刹车和双发反推
V_1
35 kts
+120 ft
(+35 m)
晚放减速板的效果
双发 RTO，刹车
减速板在 V1 后 5 秒放出
无反推
V_1
50 kts
+250 ft
(+75 m)
过迟开始 RTO 的效果
在 V1 后 2 秒开始双发 RTO
AFM 过渡，仅刹车和扰流板，
无反推
V_1
75 kts
+690 ft
(+210m)


737
可用跑道（干）
小于最大刹车力的效果
双发 RTO，3/4 刹车压力，
减速板，和双发反推
事件
V1
过渡完成
40 kts
Brakes
+260 ft
(+80m)
爆胎的效果
双发 RTO，刹车，减速板
和双发反推
V1
45 kts
+290 ft
(+90m)
可用跑道（湿）
在湿跑道上使用干跑道性能
（限制重量和 V1）的效果
双发 RTO，刹车，减速板及双发
反推
V2
VR
离地
35 ft
单发加速
V1
90 kts
+1070 ft
(+325m)
使用湿跑道性能（减小的 V1
及全重）的效果
发动机失效（RTO），刹车，减
速板及一个反推装置
V2
VR
15 ft
单发加速
V1

初始爬升－双发

离地之后，使用姿态指示器作为主要的俯仰基准。使用飞行指引仪和显示的空速以及其他的飞行仪表来保持合适的垂直飞行航迹。无论是否使用飞行指引仪，都必须交叉检查俯仰、空速和速度的趋势。

离地之后，飞行指引仪指令俯仰保持 V2+2 海里/小时空速，直至另一俯仰方式接通。

起飞襟翼的最佳爬升速度是 V2＋20。这会使起飞后在最短距离内获得最大高度。加速到更大速度则会减小所达到的高度。如果初始爬升过程中空速超过 V2＋20，应停止加速，但不必要试图减速到 V2＋20。在 V2＋15 和 V2＋25 海里/小时的速度之间，几乎会产生相同的起飞剖面。交叉检查指示空速以获得正确的初始爬升速度。

在高度表指示正爬升率之后，收起落架。在空中不要使用刹车。起落架收上过程中，会使用自动机轮刹车。起落架和襟翼都收起之后，监控飞机的飞行员应该证实起落架和襟翼指示都正常。

最低燃油操作－起飞

所建议的起飞最少燃油是航程所需燃油加上备份燃油。对非常短的飞行来说，此时燃油量会比较低，致使起飞后，前燃油泵低压灯会亮。

如果任何主油箱燃油泵显示低压，不要关断燃油泵电门。尽量避免飞机迅速加速，减小机头上仰的机身姿态并保持安全爬升梯度所需的最小上仰角。

起飞后立即转弯－双发

越障、噪音限制或离场程序可能要求起飞后立即转弯。在合适的高度（通常至少 400 英尺离地高度（AGL））开始转弯，并且带起飞襟翼时保持在 V2＋15 到 V2＋25 以内。

注：起飞襟翼、速度 V2＋15 海里/小时时所允许的最大坡度角为 30 度。

完成转弯之后，在加速高度或超过加速高度，在爬升中加速并收襟翼。

注：必须考虑到在离场轨迹上单发的可能性。特殊单发程序（如可用）比起飞减重更可取，它可以确保越过所有障碍物。

横滚方式

如果起飞前没有选择（FMC U10.6 及更低版本）或预位（FMC U10.7 及更高版本）水平导航（LNAV），起飞后建立了稳定的爬升，在达到 400 英尺离地高度（AGL）之后可选择 LNAV。如果起飞前选择（FMC U10.6 及更低版本）或预位（FMC U10.7 及更高版本）LNAV，当现用航段在跑道航向 3.0 海里和 5°范围之内，则 LNAV 引导在 50 英尺离地高度（AGL）处生效。如果没有在跑道头开始离场程序或航路，则需要在 400 英尺离地高度（AGL）时使用航向选择（HDG SEL）方式以切入所需轨迹进行 LNAV 截获。如果离场程序不是现用飞行计划的一部分，可以使用 HDG SEL 或 VOR LOC 方式。如果需要起飞后必须立即转弯，可在起飞前预选好所需航向。

注： 对于所有装备航向选择（HDG SEL）选项的飞机，保持跑道方向选择直到开始转弯。

在离场期间需要使用的助航设备和适当的径向线或轨迹可以用 FIX 页面和/或 EFIS 控制面板上的 VOR/ADF 电门使其显示在导航显示上。使用 EFIS 控制面板上的 STA 和 WPT 电门可以在导航显示上显示额外的信息。

俯仰方式

使用FMC U10.8及更高版本，起飞时通常预位VNAV，且在高于地面高度（AGL）400英尺时接通。起飞时使用VNAV，收起襟翼和初始爬升都 是起飞时管理AFDS（自动飞行指引系统）较为可取的方法。

有FMC U10.7和更早版本的飞机，在减推力高度，选择或证实爬升推力已设置。在加速高度，设置襟翼收上的机动速度并按照收襟翼计划收襟翼。

对于FMC U10.8和更新的版本，起飞推荐的俯仰方式是在地面预位VNAV，输入适当的加速高度。当起飞时预位VNAV，在400英尺离地高度（AGL）VNAV接通并为加速、收襟翼、爬升提供AFDS管理。VNAV剖面和加速计划与大多数的计划离港相兼容。

VNAV接通，自动指令加速。按照计划收襟翼。在起飞基准页面选择的点上检查推力基准从起飞（TO）变为了爬升（CLB）（或任何减小爬升方式）。

如果未使用VNAV，在加速高度将指令速度设置为襟翼收上机动速度。在减推力高度，证实在起飞基准页面上选择的点设置了爬升推力。如果推力基准不自动改变，选择爬升推力。

有FMC U10.7和更早版本的飞机，完成收襟翼和缝翼之后，选择VNAV或在MCP速度窗中设置所需的爬升速度。在选择了VNAV之前，因为VNAV不为前缘装置提供超速保护，应该收上襟翼。如果在接通VNAV之前接通了自动驾驶仪，AFDS恢复至高度层改变（LVL CHG），飞行方式告示牌的俯仰方式从TO/GA变为了MCP SPD。当自动驾驶仪接通时，如果接通的俯仰方式不是TO/GA，AFDS将保持在该方式上。

对于FMC U10.8和更新的版本，因为VNAV为前缘装置提供了超速保护，任何时候都可以预位VNAV。如果预位VNAV用于起飞时，当自动驾驶仪接通时，AFDS保持在VNAV上。当自动驾驶仪接通时，如果接通的俯仰方式不是VNAV，AFDS将保持在该方式上。

自动驾驶接通

FAA 审定，允许在起飞后 400 英尺离地高度（AGL）或以上接通自动驾驶。其它的条例或航空公司营运指令可指定较高的最低高度。在自动驾驶仪接通之前，飞机应处在配平状态，且应跟随飞行指引仪的指令。这可防止在自动驾驶仪接通期间，所需飞行轨迹产生不必要的改变。

收襟翼计划

收襟翼的最低高度是 400 英尺。

每一个机场会说明加速和收襟翼高度。通常，安全、越障高度、飞机性能或减噪要求是决定性的因素。一些用户基于单发时，要求以最高的高度平飞并飞越临近的障碍物，所有操作都采用了标准爬升剖面。

训练飞行期间，通常将高于机场标高 1000 英尺（AFE）作为开始减推力和收襟翼的加速高度。航线飞行时，由于考虑到减噪的需要，减推力经常会发生在大约高于机场标高 1500 英尺（AFE）时，加速常发生在高于机场标高 1500 和 3000 英尺（AFE）之间，或者遵照各个机场的减噪程序执行。

在收襟翼中，当达到当前襟翼位置的机动速度时，开始选择下一个襟翼位置。因此，当选择下一个襟翼位置时，空速小于那个襟翼位置的机动速度。因为这个原因，当选择下一个襟翼位置时，应该增大空速。在收襟翼中，收襟翼速度至少提供足够的机动能力或至抖杆的 30°坡度（15°坡度角和 15°过调量）。当飞机已经加速至所选襟翼位置的推荐机动速度，收襟翼速度提供了全机动能力或至少 40°坡度（25°坡度和 15°过调量）。

除了以襟翼 1 起飞之外，在 V2+15 海里/小时开始收襟翼。以襟翼 1 起飞，当达到襟翼 1 机动速度时，开始收襟翼。

随着空速的增加，当空速达到当前襟翼位置的机动速度时，开始收下一个襟翼。空速表上编号的襟翼机动速度游标指示了当前襟翼位置的机动速度。

起飞收襟翼速度计划

T/O 起飞襟翼	速度 （海里/小时）	选择襟翼
25	V2+15 “15” “5” “1”	15 5 1 收上
15 或 10	V2+15 “5” “1”	5 1 收上
5	V2+15 “1”	1 收上
1	“1”	收上
V2+15 之前限制坡度 15°。		

对于襟翼收上机动速度，至少保持：
- “收上”

噪音限制起飞

正常起飞程序满足了典型的减噪要求。应该在 FMC 起飞基准页面上输入减推力高度和加速高度（有 FMC U10.7 和更新版本的飞机）。保持襟翼收上机动速度直至满足了降噪剖面或越障高度或高于任何最低穿越高度。通常，这通过在爬升页面上输入的飞行管理计算机（FMC）速度限制来获得。也可以使用速度干预（如安装）或高度层改变（LVL CHG）；来完成。

注：应当遵守具体的当地机场程序。

起飞－发动机失效

概述

正常和单发的剖面几乎没有差别。在起飞滑跑期间和离地后，单发可控性是良好的。空中最低操纵速度低于 VR 和 VREF。

发动机失效识别

在 V1 或 V1 之后发动机失效开始影响偏航，很象侧风效应。受影响的发动机的振动和噪音可能会很明显，并且会突然开始快速偏航。

飞机的航向是进行正确的方向舵脚蹬输入的最好指示。为了克服由于发动机失效造成的推力不对称，应利用方向舵制止偏航。飞行中，驾驶盘的水平移动或副翼配平过量会导致扰流板升起。

抬轮和离地－单发失效

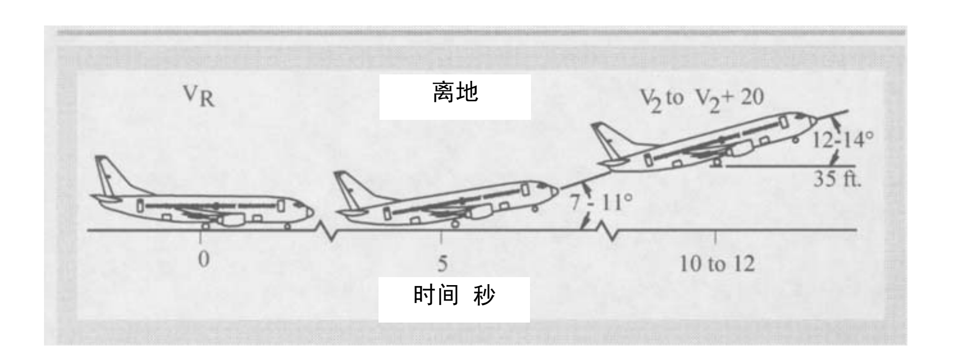
如果在 V1 和离地之间发生单发，柔和地蹬舵以保持方向，并使蹬舵量和推力减少量成正比。

正常双发起飞的过程中，在 VR 时开始柔和连续地将机头抬到俯仰 15 度的姿态。单发时，仍应在 VR 时柔和连续地抬机头；然而，目标俯仰姿态低于正常双发俯仰姿态约 2 至 3 度。单发时的抬头率也比正常起飞时略低（每秒少 1/2 度）。离地后，调整俯仰姿态以保持所需速度。

如果发动机失效发生在离地时或离地后，则用方向舵和副翼协调控制航向并保持机翼水平。在空中，正确的舵量输入会使驾驶盘保持在大致中间的位置。为使控制盘居中，要向压盘的方向蹬舵使驾驶盘居中，这时接近最小的阻力形态。

典型抬轮－单发失效

下表所述离地姿态应在大约 5 秒内获得。按需调整俯仰姿态以保持所需的 V2 至 V2＋20 的空速。

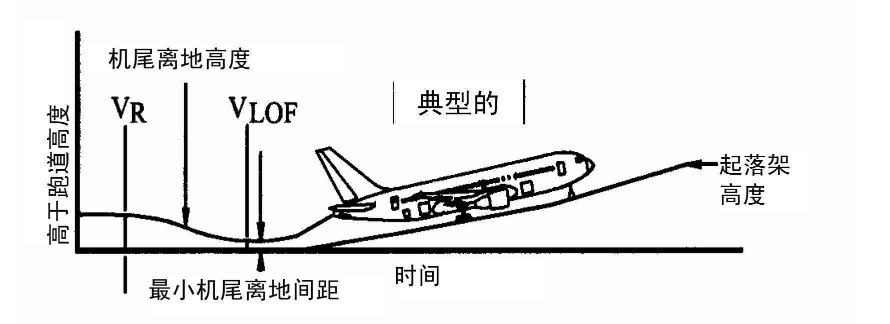


在高度表显示正爬升率后收起落架。

按照本章所写的技术收襟翼。

典型的起飞机尾离地间距－单发失效

下列图表显示了在单发起飞时，襟翼位置对于离地俯仰姿态和最小机尾离地间距的影响。此外最后一栏显示了在机轮接触跑道且起落架支柱伸出时机尾触地的俯仰姿态。擦机尾的俯仰姿态仍与双发起飞时的相同。有关擦机尾程序的讨论，参阅第 8 章及 FCOM。



机型	襟翼	离地姿态（度）	最小机尾离地间距 英寸（厘米）	擦机尾俯仰姿态（度）
737-600	1	11.0	24（61）	16.2
	5	11.0	24（61）	
	10	10.8	25（64）	
	15	10.5	26（66）	
	25	10.2	28（71）	
737-700	1	11.0	18（46）	14.7
	5	11.0	18（46）	
	10	10.8	19（48）	
	15	10.6	21（53）	
	25	10.2	23（58）	
737-800	1	9.0	8（20）	11.0
	5	8.7	11（28）	
	10	8.4	14（36）	
	15	8.2	15（38）	
	25	8.0	17（43）	
737-900	1	8.5	9（23）	10.0
	5	8.3	11（28）	
	10	8.1	14（36）	
	15	7.7	16（41）	
	25	7.6	18（46）	
737-900ER	1	8.5	9（23）	10.0
	5	8.3	11（28）	
	10	7.7	16（41）	
	15	7.6	18（46）	
	25	7.4	21（53）	

初始爬升－单发失效

应该调整初始爬升姿态，使其保持最小 V2 值和正爬升率。在离地之后，飞行指引仪提供了合适的俯仰指导。交叉检查指示空速、垂直速度和其它飞行仪表。飞行指引仪指令最小的 V2 值，或当前的速度直至最大的 V2＋20 值。

如果没有使用飞行指引仪，指示空速和姿态为主要的俯仰参考。

高度表显示正爬升率之后，收起落架。应调整初始爬升姿态以保持最小 V2 速度。如果空速在 V2 和 V2＋20 之间出现单发，则以单发时的空速爬升。如果在高于 V2＋20 时出现单发，则增加俯仰以降低空速到 V2＋20，并一直保持 V2＋20 到收襟翼高度。

离地后飞行指引仪横滚方式将指令机翼水平或航向选择（HDG SEL）（如安装），直至接通水平导航（LNAV）或选择了另一种横滚方式。如果地面航迹与所需的飞行航径不一致，使用航向选择/水平导航（HDG SEL/LNAV）以获得所需的航迹。

对发动机着火、即将发生的发动机损坏或接近或超过发动机指示限制等的显示，应当尽快处理。一旦飞机得到控制、起落架收起并达到安全高度（典型的是 400 英尺离地高度（AGL）或更高），应完成相应的检查单记忆项目。在襟翼已收起且条件允许的情况之下，完成检查单参考项目。

如果在初始爬升时出现单发，则在襟翼已收起且条件允许的情况之下，完成相应的检查单。

起飞后立即转弯－单发失效

越障或离场程序可能要求特殊的发动机停车离场程序。如果需要立即转弯，在适当的高度（通常至少高于地面高度（AGL）400 英尺）开始转弯。在机动飞行时，以起飞襟翼保持 V2 至 V2＋20 海里/小时的速度。

注：在达到 V2＋15 海里/小时之前将坡度角限制在 15 度。在 V2＋15 海里/小时及起飞襟翼的情况之下，允许坡度角最大达到 30°。LNAV 接通时，AFDS 会指令坡度角超过 15°。

完成转弯之后，在收襟翼高度或高于收襟翼高度，加速并收襟翼。

自动驾驶接通－单发失效

在 400 英尺离地高度（AGL）的安全高度且方向舵脚蹬或配平输入正确，可以接通自动驾驶仪。有 FMC U10.8 或更新版本的飞机，当预位 VNAV 用于起飞时，在高于自动驾驶仪接通最低高度的任何时候，都可以接通自动驾驶仪。有 FMC U10.7 或更早版本的飞机，通常自动驾驶仪延迟至襟翼收上和选择了高度层改变（LVL CHG）之后接通。这使 AFDS 在收襟翼时保持在 TO/GA 方式。

收襟翼－单发失效

单发收襟翼的最小高度是 400 英尺离地高度（AGL）。在训练飞行中，波音使用高于机场标高（AFE）1,000 英尺作为开始收襟翼加速的标准高度。

起飞 V1 之后单发的加速高度，是基于加速至收襟翼时建议的襟翼收上速度和开始起飞之后 5 分钟（10 分钟选项）内选择最大连续推力限制。大重量、起飞襟翼选择和机场标高的组合可能需要在起飞出现单发后，低至 400 英尺开始收襟翼。

典型的训练重量，在开始收襟翼之前，有足够的性能爬升至 1,000 英尺。因此，在训练中 1,000 英尺用作为 V1 之后单发加速高度。

有 FMC U10.7 和更早版本的飞机，在单发加速高度，在 MCP（方式控制面板）上选择襟翼收上机动速度。对收襟翼来说，单发加速和爬升能力随飞机推重比的变化而变化。飞行指引仪指令一个接近水平或轻微爬升（0-200fpm）的收襟翼阶段。按照起飞收襟翼速度计划加速和收襟翼。

有 FMC U10.8 和更新版本的飞机，在单发加速高度，如果 VNAV 接通，会指令一个接近水平的爬升阶段以进行加速。按照起飞收襟翼速度计划收襟翼。

有FMC U10.8和更新版本的飞机，如果VNAV未接通，保持俯仰方式在TO/GA上并在MCP上选择襟翼收上机动速度。对收襟翼来说，单发加速和爬升能力随飞机推重比的变化而变化。飞行指引仪指令一个接近水平或轻微爬升（0-200fpm）的收襟翼阶段。按照起飞收襟翼速度计划加速和收襟翼。

如果在加速高度未使用飞行指引仪，减小俯仰姿态以使飞机在加速时保持近似的平飞。按照起飞收襟翼速度计划收襟翼。

在飞机加速和收襟翼时，可以使用方向舵配平调整方向舵脚蹬位置，使

驾驶盘中立，并通过配平来减轻方向舵脚蹬压力。

襟翼收上－单发失效

有 FMC U10.7 和更早版本的飞机，在收襟翼之后并在襟翼收上机动速度或以上时，选择高度层改变（LVL CHG），设置最大连续推力（CON）并继续爬升至越障高度。

有FMC U10.8和更新版本的飞机，在收襟翼之后并在襟翼收上机动速度或以上时，当VMAV接通和襟翼收上时，FMC将指令以襟翼收上机动速度爬升。设置最大连续推力（CON)，并继续爬升至越障高度。如果VNAV未接通，选择高度层改变（LVL CHG）。

当襟翼收上且已设置推力时，先执行相应的发动机失效非正常检查单，然后再完成起飞后检查单。保持襟翼收上机动速度直至越过所有的障碍物，然后选择 CDU 爬升页面上的单发计划（取决于下一步的行动）。确保在达到改平高度之前脱开自动油门。改平之后，按需设置推力。

降噪－单发失效

起飞后单发时，不再考虑噪音限制要求。

减推力（ATM）起飞中发动机失效

因为减推力起飞（ATM）仍然符合所有规定的起飞性能要求，所以出现单发时，不必增大工作的发动机推力。然而，如果在 ATM 起飞中需要更大的推力，通过人工前推油门，可以增大工作发动机的推力至全功率起飞推力。这是因为起飞速度考虑了全功率起飞推力的 VMCG 和 VMCA。

前推工作发动机的油门至全功率起飞推力提供了额外的性能裕度。这种额外的性能裕度并非是减推力起飞的需要，机组可以根据自己的判断来使用。

减功率（固定减功率）起飞中发动机失效

在固定减功率起飞中，发动机失效之后增大推力超过了固定减功率的限制会导致失去方向控制，除非是机长建议、即将撞地，否则不应该这样去做。这是因为起飞速度只考虑了固定减功率推力水平的 VMCG 和 VMCA。

假定温度法（ATM）和固定减功率相结合起飞中发动机失效

同时在起飞中使用减推力（ATM）和固定减功率，发动机失效之后任何超过固定减功率限制的推力增大都会导致失去方向控制。这是因为起飞速度只考虑了固定减功率推力水平的 VMCG 和 VMCA。

- 有双减功率选项显示的飞机，无 N1 显示的固定减功率限制的机组指示。因此，除非是机长建议、即将撞地，否则不应该增大推力
- 无双减功率选项显示的飞机，基准 N1 游标显示了固定减功率的限制。只可以前推油门至固定减功率限制。除非是机长建议、即将撞地，否则不应该增大推力超过固定减功率的限制。

预 留

空 页

爬升，巡航，下降和等待 第 4 章

前言

本章总结了爬升、巡航、下降和等待过程中建议使用的操作规程和技术。也提及了在爬升或巡航中发动机失效以及单发巡航爬升/飘降。本章所讨论的建议操作规程和技术是为提高机组的协调性，加强安全和为标准化提供基础。

爬升

减推力爬升

在小于最大爬升推力的情况之下使用发动机可以延长发动机使用寿命。

在飞行管理计算机（FMC）的 N1 LINMIT 页中提供了两种减推力爬升的选项：

- CLB 1 大约减少爬升推力额定功率的 10％
- CLB 2 大约减少爬升推力额定功率的 20％。

由固定减功率或假定温度方法做出的起飞推力减小量情况，飞行管理计算机（FMC）可能会自动地选择减推力爬升。

飞机爬升时，会渐渐消除爬升推力的减小量直至恢复最大爬升推力。如果爬升率下降到低于的 500 英尺/分钟的话，应选择下一个较高的爬升率。

起飞前，完成起飞选择后，飞行员可以通过在 N1 LIMIT 页上选择其他爬升推力限制来取代自动选择的爬升推力限制。当自动选择的爬升推力限制被取代后，先前选择的起飞减推力不受影响。

注： 使用减推力爬升会增加整个航程的燃油量，用户应自行对此进行评估。

爬升限制

当选择了一个程序后，或者通过控制显示组件（CDU）人工输入后，爬升限制会自动输入航路中。当飞机在方式控制面板（MCP）上的某高度改平时，FMC 即将该高度视为爬升限制高度。

通常，在 MCP 高度窗上设置所有的最大或硬性高度限制。当满足了限制的要求或收到了进一步的许可时，可以设置下一个高度。该程序提供了高度警告并确保了符合高度许可限制。

当使用 VNAV 时，如果高度限制的间隔近到一定程度以至于增加了机组的工作量并导致了不必要的改平，经过公司的批准，可以使用备用的 MCP 高度设置方法。有关该主题的更多信息，参见第 1 章使用 VNAV 的 MCP 高度设置方法。

注：当应用使用 VNAV 的备用 MCP 高度设置方法时，选择俯仰方式而不是 VNAV SPD 来爬升将导致违反高度限制的风险。

用除 VNAV SPD 以外的俯仰方式爬升，MCP 高度必须设置在下一个高度限制或颁布的离港高度限制上。

当空中交通管制（ATC）取消了限制时，在飞行密集区域或在高负荷工作时段，建议在通过 MCP 高度干预（如安装）的同时使用 LVL CHG（飞行高度层改变）或 VNAV（垂直导航）。在 MCP 高度窗内选择下一个所需高度，并按压 MCP 的 ALT INTV 电门，该电门会取消高度限制，允许飞机爬升到方式控制面板（MCP）高度。

低高度改平

偶尔，起飞后要求低高度爬升限制。高度限制应在方式控制面板（MCP）高度窗内设定。当飞机接近该高度时，方式显示变为 VNAV ALT（如安装），同时，飞机改平。对于没有安装 VNAV ALT 的飞机，方式信号牌先变为 ALT ACQ，然后变为 ALT HOLD。

注：如果在选择 N1 之前出现 ALT ACQ，自动减推力发生，同时，自动油门速度模式接通。

高起飞推力－低总重

当用高起飞推力在低总重下起飞后完成低高度改平时，机组应该考虑下列因素：

- 由于接近改平高度和飞机的大爬升率，可能刚离地就出现高度截获
- 为了旅客的舒适，自动飞行指引系统（AFDS）操纵规则限制飞行指引仪（F/D）和自动驾驶俯仰方式指令
- 在计划的改平高度以下可能没有足够的高度以完成正常的截获剖面，除非机组采取行动，否则会发生超出高度的现象。

为防止超出高度和/或空速，机组应该考虑做下列一项或几项工作：

- 若可能，在低总重下使用减推力起飞

- 早于正常情况将起飞推力减为爬升推力
- 若存在超出高度的可能性，脱开 AFDS 并人工完成改平
- 按需使用人工推力控制以管理速度及防止襟翼超速。

向爬升过渡

在越过障碍物或高于最低越障高度之前，保持襟翼收上机动速度。如果没有高度或空速限制，加速到所需的爬升速度计划。加速到该速度的时间越短，飞行中时间和燃油的效益就越好。

确定爬升速度

航路爬升速度由 FMC 自动计算，并显示在爬升页面上，当 VNAV 接通时也显示为指令速度。低于过渡速度高度时，FMC 将会以储存在导航数据库中的离港机场过渡速度限制或者襟翼收上机动速度作为目标速度(在 FAA 空域平均海平面（MSL）10,000 英尺以下为 250 海里/小时），以较高者为准。FMC 使用显示在航段（LEGS）页面上的与航路点相关的速度限制，以及显示在爬升页面上的与高度相关的速度限制。

FMC 为经济（ECON）操作和单发（ENG OUT）操作提供最佳爬升速度模式。最佳速度可在爬升前或爬升过程中改变。同时也为最大角度爬升（MAX ANGLE）和最大速率（MAX RATE）操作提供了可选的爬升速度方式。

经济爬升速度是恒速/恒定马赫程序,可以在最大程度上降低飞机的操作成本。将恒定马赫值设定为与在 FMC 中输入的经计算的用于巡航高度的经济巡航马赫数相等。

当巡航高度很低时，要将经济爬升速度增加到正常值之上，以使之与所输入巡航高度的经济巡航速度相匹配。对于经济（ECON）爬升，速度随全重（爬升顶点的预计重量）、爬升顶点的预计风，爬升顶点预计与国际标准大气（ISA）的偏离温度以及成本指数的变化而变化。

爬升中发动机结冰

发动机可能会在出人意料的情况之下结冰，当风挡和飞机其它部分尚未有结冰迹象时，发动机也可能结冰。冰层一旦形成，就会迅速积聚起来。虽然云的一侧没有造成结冰，但是与之相似的另一侧却可能造成结冰。

注：如果存在或预计会出现结冰条件，应接通发动机防冰系统。如果不遵循推荐的防冰程序，可能会造成发动机失速、超温甚至发动机损坏。

经济爬升

FMC 中的正常经济爬升速度程序可以将航程成本减至最低。该程序随飞机全重而变化并受成本指数的影响。FMC 生成一个固定的速度程序，随成本指数和重量的变化而变化。

在任何全重条件下，经济爬升速度通常都会超过 250 海里/小时。低于 10,000 英尺（FAA 空域）时，将 FMC 爬升速度限制在 250 海里/小时以内，或是所输入的一个更低的航路点速度限制。如果允许在 10000 英尺以下使用较高的速度，则使用经济速度可额外地节约成本。

经济爬升计划—FMC 数据不可用

- 250 海里/小时/VREF40＋70，以较高者为准－10,000 英尺以下
- 280 海里/小时/0.78M（马赫）－10,000 英尺以上

最大爬升率爬升

最大速率爬升提供了高爬升率和到达巡航高度的最短时间。最大爬升率可以通过以下方式接近：

- 襟翼收上机动速度＋50 海里/小时直至截获马赫数 0.76

注：FMC 不提供最大速率爬升速度。

最大爬升角爬升

FMC 提供最大爬升角速度。在越障、最低穿越高度或在最短距离内达到某一指定高度时，通常使用最大爬升角速度。该速度随着全重的变化而改变，并提供与襟翼收上机动速度大致相同的爬升梯度。

单发爬升

推荐的单发爬升速度接近最大爬升梯度速度，并随全重和高度而改变。在收襟翼和越障之后，在飞行管理计算机（FMC）的 ACT ECON CLB 页选择和失效发动机提示符相对应的 ENG OUT。这将显示 MOD ENG OUT CLB 页面（FMC U10.3 和更高的版本是 ENG OUT CLB），该页面上提供了发动机失效情况之下的咨询资料。

如果推力损失不是发生在起飞推力阶段，那么在工作的那台发动机上设定最大连续推力并调整俯仰以保持空速。

注：在 FMC N1 限制页上选择 CON，使 N1 游标至最大连续推力，直到选择或自动接通其它方式。必须人工设定推力。

MOD ENG OUT CLB 页（FMC U10.3 及更高版本为 ENG OUT CLB）上显示了 N1 的最大连续推力、最大高度并显示了以发动机失效爬升速度可到达的巡航高度或最大发动机失效高度，取二者中较低者。保持最大连续推力，直到空速增大到指令值为止。

注：如果计算的爬升速度不可用，则使用襟翼收起机动速度和最大连续推力。

巡航

本节为飞行的巡航阶段提供总的指导，以获得最大的旅客舒适感和经济性。

最大高度

附录 A.2.5

最大高度是飞机能被操纵的最高高度。它由三个基本特性决定，这些特性是每种机型所特有的。飞行管理计算机（FMC）预测的最大高度为以下高度中最低者：

- 最大认证高度－在认证过程中，通过结构限制（机身限制），快速下降能力，或由其他有资质的认证方来确定的高度。
- 推力限制高度－该高度有足够推力以提供一个特定的最小爬升率。（参照 QRH 中《空中性能》一章的远程巡航最大使用高度表）。根据发动机的推力值不同，推力限制高度可能超出也可能低于机动高度能力
- 抖振或机动限制高度－该高度在初始抖振前存在一个特定的机动裕度。该高度在抖振前提供 1 个 G 的裕度，这个数值根据各航空公司的政策来选择。最低可用裕度为至抖振前 0.3g(40°坡度)。一些规章制定机构可能要求不同的最小机动裕度。

尽管这些限制的每一项均经过 FMC 检查，但除了相对较小的机动动作以外，其它各项的完成仍会受到可用推力的限制。当机动能力由可用推力限制时，琥珀色区域限制并不能提供机动能力的指示。

速度带（如安装)上的最小机动速度指示并不保证维持该速度平飞的能力。将飞机减速至琥珀色区域，可能会出现这样一种情况，即速度和/或高度都无法保持，因为随速度的减小，飞机的阻力有可能超过可用推力，在飞机转弯时更是如此。计划在最大操作高度上或此高度附近飞行的机组应该熟悉这些情况之下飞机的性能特征。

注： 为了从飞行管理计算机得到最准确的高度限制，要确保飞机重量、巡航重心和温度输入是准确的。

对于水平导航（LNAV）的操作，飞行管理计算机（FMC）提供了实时的坡度角限制功能。该功能将防止指令坡度角超过现有可用推力的限制。该坡度角限制保护仅在 LNAV 中可用。

对于非 LNAV 操作，当在或接近最大高度进行操作时，要用比下方的琥珀色区域至少大 10 海里/小时的速度飞行并使用 10°或更小的坡度角。如果速度下降到下方的琥珀色区域之下的话，采用以下之一或更多的方法来立即提高速度：

• 减小坡度角
• 增加推力直到最大连续
• 下降。

达到或接近最大高度的颠簸气流能够瞬间增大飞机的迎角，并触发抖杆。当以接近下方琥珀色区域的速度飞行时，任何机动都会增加载荷系数并进一步减少抖振开始和抖杆的裕度。

飞行管理计算机（FMC）燃油预测在高于 FMC 最大高度时是不可用的，也不会在控制显示组件（CDU）上显示。垂直导航（VNAV）在高于 FMC 最大高度时是不可用的。在最大高度或高于最大高度时，燃油消耗会增加。不建议进行高于该高度的飞行。

最佳高度

在经济模式下，最佳高度是在静止空气中在经济模式下成本最低的巡航高度，当以远程巡航或飞行员选择的速度模式运行时，达到最低燃油消耗。有利高度不考虑与标准天气的温度偏差或者此高度上的巡航风的影响。

由于最佳高度的目标是使用成本数据达到最低成本，以及对于其他型号的最低燃油消耗，在相同巡航马赫速度时此高度可能不同，取决于此巡航速度是否基于成本指数，或是人工输入的一个选定速度。事实上，在任何一种情况下，在飞行中，当重量减轻有利高度增加。

对于短程飞行而言，由于下降顶点(T/D)在爬升至最佳高度之前出现，所以可能无法达到上文所定义的最佳高度。

附录 A.2.5

FMC PERF INIT 页面上定义的短程飞行高度能通过减小短程飞行高度来进一步限制最佳高度，直到满足最短巡航段的时间。典型的巡航时间为 1 分钟，但用户可通过维护行动在 FMC 中对其进行选择。对于短程飞行而言，在短程飞行高度飞行可使燃油消耗/成本降到最低，并同时满足最短巡航时间要求。

所选择的巡航高度通常应尽可能与最佳高度接近。最佳高度就是在一定的航程长度、成本指数和全重情况之下，能获得最低航程成本的高度，不考虑巡航风的影响。它提供大约 1.5 载荷系数（到初始抖振约 48 度坡度）或更好的抖振裕度。随着相对于最佳巡航高度的偏离值的增大，在静止空气中的经济性能降低。

如果飞行高度高于最佳高度，可以预计到推力限制机动裕度会有所损失。在高于最佳高度 2000 英尺处平飞时，初始抖振前通常允许大约 45 度坡度。飞机飞离最佳高度越高，推力裕度降低得越多。获得高于最佳高度的高度以前，应确定在计划的温度和紊流状态下，随着飞行的继续，是否持续保持该高度。

在装有较高推力发动机的飞机上，高度选择很可能受到起始抖振机动裕度的限制。要求/获得起始巡航高度及随后的分段爬升时，应复查整个航程中的计划温度和紊流状况。

确定巡航速度

FMC 自动计算巡航速度并将其显示在巡航（CRZ）页面上。当 VNAV 接通时，指令空速也会显示巡航速度。默认巡航速度模式是经济（ECON）巡航。飞行员也可以选择远程巡航（LRC）、单发巡航模式，或修改巡航（CRZ）页面目标速度行上的固定马赫数或修正空速（CAS）值。

经济巡航（ECON）是可变的速度计划，它是全重、巡航高度、成本指数和顶风或顺风分量的函数。计算出的经济巡航为所输入的成本指数提供了最小运行成本。如果成本指数的输入是零，会导致最大航程巡航。

顶风会增加经济巡航（ECON CRZ）速度。顺风会降低经济巡航（ECON CRZ）速度，但不会低于无风时的最大航程巡航空速。

远程巡航（LRC）是可变的速度计划，它所提供的燃油里程数比最大可用值低 1%。FMC 不对 LRC 进行风修正。

要求到达时间（RTA）速度是为了满足到达 FMC 航段页面上某个 RTA 具体航路点的时间。

分段爬升

不受短程航路距离限制的飞行计划通常是基于接近最佳高度的飞行巡航部分来制作的。由于在飞行过程中随着燃油的消耗，最佳高度会上升，有必要定期爬升到一个较高的巡航高度以获得飞行计划的燃油消耗。关于分段爬升巡航技术基本上是这样完成的，即依据可用的巡航高度层，在 FMC 里输入一个相应的分段爬升值。对于大多数航班来说，在到达下降顶点（T/D）前，需要一个或几个分段爬升。

如果很难通过改变高度来获得一个特定的航路，申请一个高于最佳高度的初始巡航高度是比较有利的。这样可以最大限度地减少较长时间在低高度/高燃油消耗情况之下等待的可能。应将申请的/接受的初始巡航高度与推力限制高度或机动余度限制高度进行比较。应当记住：巡航推力限制高度取决于巡航高度层温度。如果巡航高度层温度上升到表中全重所对应的温度值以上，此时最大巡航推力将不能保持所需的巡航速度。

最佳分段点随航路的长度，飞行条件，速度方式，当前飞机高度，分段至的高度和全重等的变化而变化。FMC 不计算最佳的分段点。机组必须输入分段（STEP）的高度。FMC 然后根据全重计算至分段爬升点的预计到达时间和距离。在假设执行分段爬升的情况之下，计算节省的燃油或至目的地的燃油损失。尽可能地在接近分段爬升点时开始往新高度进行巡航爬升。

航路爬升燃油

根据飞机的全重，初始高度，大气温度和爬升速度，4,000 英尺航路爬升所需的额外燃油量在 300 至 500 磅（135 至 225 公斤）之间变化。对于大总重和低初始高度的爬升来说，燃油的增量是最大的。额外燃油消耗与下降时节约的燃油相抵消。如果所用的风的资料可靠，那么爬升至 FMC 或飞行计划建议的较高高度通常会很有帮助。

注： 在较高高度节省的燃油通常不能说明分段爬升是恰当的，除非在较高高度巡航的时间大约有 20 分钟或更长。

燃油温度低

燃油温度的变化与整个大气温度有关。例如，长时间在高巡航高度飞行会导致燃油温度降低。在有些情况之下，燃油温度会接近最低燃油温度极限。

不要把燃油冰点与由于燃油中存在冻结的水分子而导致的燃油结冰现象混淆起来。燃油冰点是出现燃油中蜡结晶组织悬浮的温度。Jet A 燃油规格将冰点限制在最大值为-40℃，而 Jet A-1 限制最大值为-47℃。在独联体国家，燃油是 TS-1 或 RT，其最大冰点为−50℃，在有些地区可能更低。燃油冰点的实际上升会随燃油提炼的地理区域的不同而变化。

除非用户在签派站测量出的所装燃油的实际冰点，否则必须使用最大规定冰点。在大部分机场，所测量出的燃油冰点可能低于规定中的最低冰点。可以使用已知实际所提供的结冰温度。驾驶员应记住，有些机场在地面上储存燃油，在极低温度的情况之下，燃油可能已接近装载之前允许的最低温度。

对于混合燃油而言，可使用最保守的机上燃油冰点作为燃油混合物的冰点。在进行了连续 3 次加注冰点较低的燃油后方可使用此程序。然后可以使用较低的冰点。如果计划的燃油冰点对下一阶段的飞行十分关键，机翼油箱燃油就应在加油前转移到中央油箱。正被加注的燃油的冰点就可用于该飞行阶段了。

燃油温度应如操作手册限制章节中所规定的，保持在飞机飞行手册（AFM）限制范围内。

除非燃油温度接近最低温度极限，否则不应当保持最低燃油温度。燃油冷却率约为 3℃/小时，在极端天气条件下，最大可能达到 12℃/小时。

单独或结合使用以下三种方法可增加大气总温：

- 爬升或下降到较暖的大气层
- 改航到较暖的大气层
- 增大马赫数。

注：在大部分的情况之下，通过下降可以到达较暖的空气层，但也有报道说较高飞行高度层的大气温度更高。当预测到比正常温度低时，应仔细评估大气温度预报。

需要 15 分钟到 1 小时的时间才能使燃油温度稳定，在大多数的情况之下，只需要下降到最佳高度以下 3,000 到 5,000 英尺。情况较严重时可能需要下降到 25,000 至 30,000 英尺。马赫数每增加 0.01，大气总温就增加 0.5～0.7℃。

巡航经济性能

从离港机场到目的地的飞行计划燃油消耗量是根据一些假设条件算出来的。这些条件包括起飞全重、巡航高度、飞行航路、温度、航路上的风和巡航速度。

在整个飞行中都应将实际燃油消耗量与飞行计划燃油消耗量相比较。由于下述原因，计划的燃油消耗会增加：

- 高于计划温度
- 低于计划的巡航高度
- 巡航高度高于最佳高度 2,000 英尺以上
- 高于计划速度，或计划远程巡航时，速度略微低于远程巡航速度
- 较强的顶风分量
- 燃油不平衡
- 飞机配平不当
- 过大的油门杆调节量。

使用下列指导可以获得近似巡航燃油消耗。有关飞行计划的目的，参见相应的飞机飞行计划和性能手册：

- ISA＋10℃：航程燃油增加 1％
- 高于/低于最佳高度 2,000 英尺：航程燃油增加 1％～2％
- 低于最佳高度 4,000 英尺：航程燃油增加 3％～5％
- 低于最佳高度 8,000 英尺：航程燃油增加 8％～14％
- 巡航速度比远程巡航大 0.01M：航程燃油增加 1％～2％。

对于在最佳高度 2,000 英尺范围内的巡航，使用 0.78M 的巡航速度可获得接近远程巡航的速度。在所有巡航高度上，远程巡航都可以提供最佳抖振裕度。

注：如果发现实际燃油消耗量与飞行计划燃油消耗量之间存在差异，且不能用上述任一原因解释，则应该考虑燃油泄漏的情况。完成适当的非正常检查单。

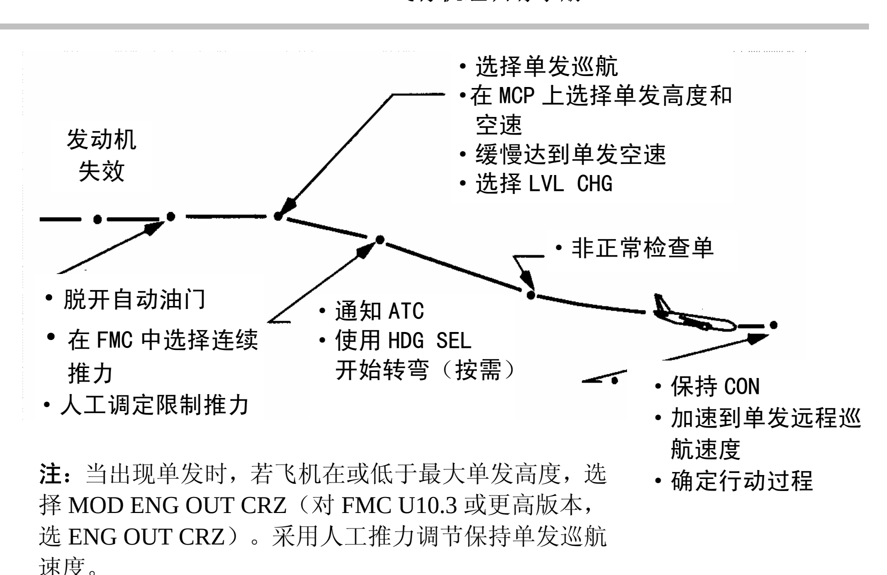
单发巡航/飘降

按照非正常检查单或突然发动机失效可能会导致需要执行单发飘降。

如果在巡航高度出现发动机失效，可能有必要下降。单发时应脱开自动油门，人工将发动机设置为连续（CON）。在 FMC 巡航（CRZ）页面上，选择相应失效发动机提示符之后的 ENG OUT（发动机失效）提示符。这将显示 MOD ENG OUT CRZ(FMC U10.3 和更高的版本为 ENG OUT CRZ)和 FMC 计算出来的当前全重下的单发目标速度和最大单发高度。这两项数值随着燃油的消耗而更新。

在方式控制面板（MCP）高度窗内设定最大高度并在 MCP IAS 窗内设定单发目标空速。允许空速减至单发速度，然后接通高度层改变（LVL CHG）。如果保持单发目标空速和最大连续推力(MCT)，飞机将在初始的最大高度之上改平。但是，更新的最大高度显示在单发巡航（ENG OUT CRZ）页面上。在查阅单发数据后，选择清除（ERASE）提示并且回到现用巡航（CRZ）页。选择了 MOD ENG OUT CRZ 页之后，不能执行其他的 FMC 数据页。

在目标高度改平后，保持最大连续推力（MCT）并使飞机加速至单发远程巡航速度。人工调整推力以保持该速度。将新的巡航高度和空速输入经济巡航（ECON CRZ）页面，更新预计到达时间（ETA）和下降顶点的预测。参考单发须知第 7 章中的配平技巧。



注：当出现单发时，若飞机在或低于最大单发高度，选择 MOD ENG OUT CRZ（对 FMC U10.3 或更高版本，选 ENG OUT CRZ）。采用人工推力调节保持单发巡航速度。

高高度大速度飞行

在高高度/大马赫数范围内飞行时，飞机表现出极好的稳定性。在大马赫数巡航时，通常不会遇到马赫抖振。飞机不会出现马赫俯冲趋势。

如果马赫配平失效，当加速到接近最大使用马赫速度（MMO）时，飞机表现出轻微的机头向下的配平变化，操纵杆力的变化很轻微且很容易控制。当马赫配平系统失效时，除非参考控制杆的位置，否则机头向下的配平变化几乎不能被察觉。

当速度接近 MMO 时，阻力迅速增加。飞机在大重量的情况之下，如以正常巡航高度平飞时，可能没有足够的推力加速到 MMO。

高速度和高高度时的飞行控制灵敏度

操纵现代飞机的飞行员有必要了解在高速度和高高度时的飞行控制灵敏度。曾有报告指出在自动驾驶接通或在断开自动驾驶电门之后过度操纵驾驶杆，以高高度、高空速飞行时，由于过度操纵飞机而导致乘客受伤的事件。

飞行员要了解，在通常情况之下，飞机在巡航时对操纵杆移动造成的俯仰反应比起飞和着陆低速飞行时的反应更加敏感（载荷系数）。同样，对于给定的姿态变化，爬升率的变化与真空速的变化是成比例的。例如，在海平面处，以290海里/小时KIAS飞行时，姿态变化会产生500fpm的爬升率，在35,000 英尺以290海里KIAS飞行时的姿态变化会产生900fpm的爬升率。这是因为290KIAS在海平面处约等于290海里/小时的真 空速，但在35,000 英尺处，就约等于490海里/小时的真空速。这个特性尤其适用于较小的姿态变化，如使用姿态变化来保持高度。

其它诸如全重和 CG 的因素也会影响飞行控制灵敏度和稳定性，但只要 CG 在允许的范围内，操作质量就能得到保证。然而，为了避免在高高度高速度飞行时过度操纵飞行控制，脱开自动驾驶后 应柔和地小幅度地进行操纵输入。

双发飞机延程飞行（ETOPS）

双发飞机延程飞行（ETOPS）是指从合适的机场以单发巡航速度飞出的距离超过一个小时（在静风下）的飞行。

ETOPS 的要求和批准

附录 A.2.5

最低设备清单（MEL）和偏离放飞手册（DDG）包括针对ETOPS的放行标准。可参阅用户程序和原则以获得更多关于ETOPS要求的信息。

飞行和性能

附录 A.2.6

执行ETOPS飞行的机组必须熟悉飞行计划中列出的合适航路备降场。这些备降场必须符合ETOPS的最低天气标准，放行时该标准要高于常规备降场的最低标准，其位置应当确保飞机由于系统故障需要备降时能改航并着陆。

计划ETOPS飞行时，要求对于飞行区域、临界燃油储备、高度能力、巡航性能表和结冰引起的性能下降等有全面的了解。飞行计划和性能手册（FPPM）为计算临界燃油储备提供了指导，计算临界燃油储备对于机组满足ETOPS飞行剖面的要求来说是必须的。FPPM也提供了单发高度能力及在ETOPS计划速度下巡航和改航的燃油信息。在FCOM/QRH中不包括该信息。燃油储备必须对风，非标准大气条件，由于发动机或机体造成的性能下降做出修正，需要时也要对通过预报结冰区域的飞行进行燃油储备修正。

注： 临界燃油的计算是 ETOPS 放飞程序的一部分，通常不由机组计算。机组通常在计算机飞行计划（CFP）中收到临界燃油信息。

程序

在所有 ETOPS 飞行巡航的最后一个小时，对燃油交输活门进行检查。这样可以验证交输活门在工作，以便在之后的飞行中，一旦出现发动机失效，可通过交输供油活门同时从两侧主油箱供油。

ETOPS 发动机失效程序会与标准的非正常程序不同。发动机失效后，机组执行修正的“飘降”程序，这一程序是根据 ETOPS 的航路要求确定的。在发动机失效后，该程序一般使用较大的下降和巡航速度以及较低的巡航高度。这样，飞机可以在公司批准的时间限制内到达备降机场。这些巡航速度和高度由航空公司决定并由管理机构批准，与 FMC 提供的单发速度不同。但是，如果决定改航后的实际情况表明需要改变速度，那么机长有权处置。

极地操作

附录 A.2.6

参阅 FCOM 第 2 卷 FMC 极地导航一节，以获取关于极地范围内操作的信息及极地范围边界说明的信息。

航前计划时应注意极低的冷气团，也应该考虑低燃油温度。有关建议和机组措施的详细内容，参考本章中“燃油温度低”一节。

相对于其它区域而言，极地区域的备降场有限，所以应特别注意备降计划，包括机场状况和燃油的兼容情况。必要时，机组应准备在QFE和公制高度的情况之下飞行。因为标准巡航高度层随飞行情报区（FIR）变化，应预计航路上指定巡航高度层的变化。有些机场尽管采用QFE标准，但也会根据要求提供QNH。全部使用公制的风速度（米/秒），有一个简单的近似计算：1米/秒＝2海里/小时。英尺-米换算表在计划分段爬升、转换最小值时会很有用。

在使用 ADF 和/或 VOR 原始数据时应提高警惕。ADF 方位（真航向或磁航向）根据机组所选择的航向基准来确定。甚高频全向信标台(VOR)径向线根据 VOR 台的方位而显示。

应根据适当的航图进行通信。高于北纬 82 度时，卫星通信不可用。在飞离卫星通信覆盖范围之前，飞行机组必须调协高频（HF）和高频选择（HF SELCAL）呼叫。公司的例行通信程序应当包括后续飞行，以便能够在改航或其它紧急情况之下提供紧急救助。

注：要在地面使用卫星通信（SATCOM），ADIRU 必须校正。

如果在极地范围导航，应该考虑到磁航向不可靠或者完全无效。磁差通常会很大，在同一点上的值并不固定，会随着飞机位置的变化而迅速变化。确保计算机飞行计划显示真轨迹和真航向。虽然飞机系统都不使用坐标方格航向，那些装有坐标方格航向指示器的飞机也可把坐标方格航向作为基准。在一些高纬度的机场，坐标方格航向显示在仪表进近程序上。应注意，在近地警告系统（GPWS）地形数据库内，不论飞机的高度如何，未经勘察的区域在地图上一律用洋红色点显示。

极地操作的主要横滚模式应是 LNAV，它可以在航向基准电门置于“正常（NORM）”位置时使用。航向选择/保持（HDG SEL/HOLD）也可以起作用，但需要人工选择真航向基准。偏离计划航路可通过航向选择（HDG SEL）完成。

注：由于在接近南北极的区域，航向和轨迹会快速变化，所以在北纬 89 度 30 分以北或南纬 89 度 30 分以南不要使用 HDG SEL 或 ROLL CWS。北纬 85 度以北或南纬 85 度以南，由于 IRU-L 和 FMC 位置差别，无线电磁指示器（RMI）上的真航向可能与地图上显示的真航向不同。

丧失了两个 GPS 组件或丧失了 GPS 更新会导致 ANP（实际导航性能）值增加，并可能显示 UNABLE REQD NAV PERF－RNP 信息，但是通

常不会妨碍继续极地飞行。

如果在 NAV 方式下，两个惯性基准组件（IRU）都不工作的话， PFD（主飞行显示）和地图上的航向/航迹是无效的。CDU 进程（CDU PROGRESS）页上的 GPS-L 真实航迹提供了飞机航迹源，可以为任何在 ATT 方式下的 IRS 用作更新航向的辅助参考。

下降

确定下降速度

FMC 默认下降速度计划是一种从巡航高度下降到机场速度过渡高度的经济（ECON）下降。在机场速度过渡高度，空速减小到导航数据库的机场速度限制速度减 10 节。调整速度程序以符合 LEGS 页面上的航路点速度/高度限制和 DES 页面上的速度/高度限制。如果需要，经济速度程序可通过备用马赫、马赫/IAS 或 DES 页面目标速度行上的 IAS 值来修正。如果在 FMC 上找不到相关的信息，则可以使用本章"下降率表"中的目标速度。

下降航迹

飞行管理机算计（FMC）航迹下降是最经济的下降方式。在航段（LEGS）页面上至少有一个低于巡航高度的与航路点相关的高度限制，它将产生一个下降引导航迹。该航迹的建立是从最低高度限制点反过来向上计算的，并假设在低于下降预报（DESCENRT FORECAST）页面上的防冰高度时开始使用慢车推力或进近慢车。

航迹以下降速度计划、输入的速度/高度限制或使用防冰预报为基础。航迹反应了下降预报（DESCENT FORECAST）页面上输入的下降风值。

下降限制

下降限制在选择进场程序时可以自动输入航路，也可以通过 CDU 人工输入。

通常在 MCP 高度窗中设置所有的强制高度限制和等于或高于限制高度的高度。当满足了限制的要求或收到了进一步的许可时，可以设置下一个高度。该程序提供了高度警告并确保了符合高度许可限制。

当使用 VNAV 时，如果高度限制的间隔近到一定程度以至于增加了机组的工作量并导致了不必要的改平，经过用户的批准，可以使用备用的 MCP 高度设置方法。有关该主题的更多信息，参见第 1 章使用 VNAV 的 MCP 高度设置技巧。

注： 当使用使用 VNAV 的备用 MCP 高度设置方法时，选择除了 VNAV PTH 或 VNAV SPD 以外的俯仰方式来下降将导致违反高度限制的风险。

用除了 VNAV PTH 或 VNAV SPD 以外的俯仰方式来下降，MCP 高度必须设置在下一个高度限制或根据飞行机组使用手册中颁布的仪表进近设置。

小角度垂直航径段可使自动油门使用部分推力以保持目标速度。比慢车下降更陡的垂直航径段可能需要使用减速板来控制速度。低于巡航高度（如 10000 平均海平面）的减速要求是在约每分钟 500 英尺的下降率基础上完成的。如果要求在下降顶点减速，则应在平飞时执行。

速度干预（如安装）

为满足空中交通管制（ATC）要求的速度变化，可以使用垂直导航（VNAV）速度干预。VNAV SPD 俯仰方式通过在保持慢车推力时改变飞机俯仰来对速度干预做出回应。VNAV PTH 俯仰模式可能需要使用减速板或增大推力来维持所需的空速。

使用平视显示器（HUD）系统做下降准备

如果组合器先前已收存，组合器应定位且飞行员应核实组合器已与顶板部件适当校准。对于夜间着陆，将连接器的亮度调到足够大以确保在接地区地灯光下可以看见 HUD 上的符号。

下降计划

飞机下降到机场终端区域时，驾驶舱的工作量显著增大。驾驶员必须集中注意力，一些管理性和不重要的工作应在下降前完成或等到着陆后再完成。在下降期间提早完成一些重要的工作，这样在进近和着陆的关键阶段就有更多的时间可用。

操作因素和/或目的机场终端区域要求可能不允许按照最佳下降程序下降。机场终端区域的要求可以结合到基本飞行计划中，但 ATC、天气、结冰和其它交通情况可能要求对计划的下降计划做出调整。

为了能以正确的速度和形态到达所需高度，必须制定适当的下降计划。在静风并使用经济速度下降时，每下降 1000 英尺所需的水平距离约为 3 海里。下降率取决于推力、阻力、空速计划和全重。

下降率

在慢车推力和减速板打开或收起时，20,000 英尺以下可用的下降率列在下降率表中。

目标速度	下降率（典型）	
	光洁形态	减速板打开（有或无载荷减小）
0.78M/280 海里/小时	2200fpm	3100fpm
250 海里/小时	1700fpm	2300fpm
VREF40＋70	1100fpm	1400fpm

通常以慢车推力和光洁形态（未使用减速板）下降。保持巡航高度直至到达计划下降的合适距离和时间，然后在下降过程中保持选择好的空速计划。偏离该计划可能导致到达目的地时高度太高，并需要再绕场下降：或者导致到达时高度太低距离太远，需要额外的时间和燃油来到达目的地。

如果进场时太高或太快，则可以使用减速板来修正下降剖面。为了到达目的地，下降程序通常在飞机下降到巡航高度以下之前开始执行，并应在 10000 英尺平均海平面（MSL）完成。进近程序通常在过渡高度层开始。

直接进近时，计划好下降以在襟翼收上机动速度，距跑道大约 12 海里时到达起落航线高度，或正切进近距跑道约 8 海里。进近在高于地面高度（AGL）10,000 英尺、距机场 30 海里、空速 250 海里/小时时，做全面交叉检查。

减速有困难时，可能需要一段平飞。按照减速计划，平飞时从 280 海里/小时减到 250 海里/小时，如果不使用减速板，大约需要 25 秒的时间和 2 海里的距离。平均全重时，还需要额外的 35 秒的时间和 3 海里的距离来减速到襟翼收上机动速度。使用减速板来帮助减速可以节约 50％的时间和距离。

保持所需的下降剖面，并使用地图方式以便随时了解飞机位置，这样可以确保更有效的操作。随时了解目的地机场的天气和空中交通情况，并考虑是否需要改航。温习机场进近图并讨论进近、着陆计划以及至停机位的滑行线路。尽早完成进近简令，最好在到达下降起点之前完成。这将使机组能够集中精力操纵飞机。

减速板

在空中使用减速板时，操纵飞机的飞行员（PF）应一直将一只手放在减速板手柄上。这可以在不需要减速板时，防止减速板仍处于打开状态。

减速板在下卡位和飞行卡位之间时，会造成急速的横滚率，通常应避免出现这样的情况。在使用减速板下降时，应有足够的高度和速度裕度，以便能柔和地改平。在加推力前先收减速板。

注：飞行中，不要将减速板手柄置于超过飞行卡位的位置。

如可能，应该尽量避免在襟翼放出的情况之下使用减速板。在襟翼 15 或更大时，减速板应该收回。如果某些情况要求在襟翼放出后使用减速板，应避免进近中的大下降率。应在达到高于地面高度（AGL）1000 英尺前，收回减速板。

通常不使用襟翼来增大下降率。光洁形态下，正常下降到起落航线或仪表进近高度。

当自动驾驶接通、减速板放出、以接近 VMO/MMO 的速度下降时，如果减速板快速收回，空速可能会增大到 VMO/MMO 以上。为了避免这种情况，应柔和缓慢地收回减速板以使自动驾驶有足够的时间来调整俯仰姿态，从而将空速保持在限制范围以内。

以接近 VMO/MMO 速度截获高度过程中，当减速板收回时，可能会出现暂时的超速情况。这是由于推力在慢车位或接近慢车位时，自动驾驶仪通过保持固定的航迹柔和地截获所选择的高度。为了避免这种情况，可能需要在高度截获前减小所选的速度和/或下降率，或减小所选的速度并延迟收减速板直至推力增加至维持改平速度。

襟翼和起落架

在光洁形态下正常下降到起落航线或仪表进近高度。如果需要更大的下降率，应放出减速板。如果在减速板放出的情况之下，防冰的推力要求，会导致下降率小于正常的下将率，或者当 ATC 指令要求高于正常值的下降率时，可放出起落架以增加下降率。

当处于终端区域并需要将空速降低到襟翼收上机动速度以下的情况时，放出襟翼。通常，在进近定位点进入背台前，或者就在目视进近进入三边之前，选择襟翼 5。

注：避免使用起落架来增加阻力，以减轻旅客的不适并且延长起落架门的使用寿命。

速度限制

在特定高度/飞行高度层以下，以及在机场周围的速度限制是常见的。在大全重的情况之下，最小机动速度可能超出这些限制。可以考虑放出襟翼以得到较低的机动速度或者获得 ATC 的较大空速许可。

空中交通管制（ATC）可能还规定了其它的速度。希望飞行员遵照速度进行调整，将空速保持在正负 10 海里/小时范围内。

下降中发动机结冰

使用防冰并按需增大推力要求增加下降距离。因此，有必要制定适当的下降计划，以便以正确的高度、速度和形态到达初始进近定位点。应在下降预测（DESCENT FORECAST）页面输入预期的防冰使用高度，以协助 FMC 计算出更精确的下降剖面。

发动机往往会在出人意料的情况之下结冰，当风挡和飞机其它部分尚未有结冰迹象时，发动机也可能结冰。冰层一旦形成，就会迅速积聚起来。虽然云的一侧没有结冰，但是与之相似的另一侧却可能结冰。

注： 只要存在结冰条件或预计会出现结冰情况时，就应接通发动机防冰系统。不遵守所推荐的防冰程序会导致发动机失速、超温或发动机损坏。

等待

在到达等待定位点前 3 分钟开始减速到等待空速，以便于飞机可以以最大等待空速或低于此速度越过定位点。

如果 FMC 等待速度大于 ICAO 或 FAA 最大等待速度，可以放出襟翼 1，并以襟翼 1 机动速度进行等待。使用襟翼 1 比襟翼收上时大约多耗油 10％。FMC 中的等待速度提供基于燃油消耗量和速度能力的最佳等待速度；但决不会低于襟翼收上机动速度。

如果在结冰区或颠簸区等待，保持光洁构形。

如果 FMC 没有计划等待航线，应根据高度要求保持初始背台航段 1 分钟或 1 分半钟。之后按需调整背台时间，以获得正确的向台飞行段计时。

在强风或大等待速度的情况之下，飞机可能会超出规定的等待航线的保护空域。但是地图显示器上所显示的等待航线不会超出极限值。

等待空速

如果因颠簸要增大空速，或者不能完成等待程序的某一部分，或是无法按照下表所列速度飞行，则应通知 ATC。

ICAO 等待空速（最大值）

高度	速度
到 14,000 英尺	230 海里/小时
14,000 英尺到 20,000 英尺平均海平面（MSL）	240 海里/小时
20,000 英尺到 34,000 英尺平均海平面（MSL）	265 海里/小时
高于 34,000 英尺平均军海平面（MSL）	0.83M（马赫）

FAA 等待空速（最大值）

高度	速度
到 6,000 英尺 MSL	200 海里/小时
6,001 英尺 MSL 到 14,000 英尺 MSL	230 海里/小时（210 海里/小时 WashingtonD.C.和 New York FIRs）
14001 英尺 MSL 及以上	265 海里/小时

程序等待

如果从导航数据库选择了程序等待航线且 FMC 在航段页面上显示程序等待（PROC HOLD），则当程序等待是现用航段时，下列描述是正确的：

- 自动退出等待航线；无需选择退出等待（EXIT HOLD）
- 如果机组想保持等待状态，则需要输入新的等待航线。

FMC 等待空速不可用

如果飞行管理计算机（FMC）中等待速度不可用，参考 FCOM 中的 PI 章中的第一册。如果时间不允许立即参考 FCOM，可临时使用下面的速度计划。简化的等待速度表可能与 FMC 或 QRH 中的等待速度不匹配，因为 FMC 和 QRH 等待速度是基于许多不同的条件，而不能归纳到一种简单的计划中。但是该计划提供了合理的至初始抖杆相应裕度的最小油耗速度的近似值。

从 QRH 中得到准确的速度前，使用下列指导可以得到大致的建议等待速度：

- 襟翼收上机动速度接近最少燃油消耗速度，该速度可以在低高度使用
- 高于飞行高度层（FL250），使用 VREF40＋100 海里/小时来提供至少至抖振 0.3g 的裕度（全机动能力）。

进近和复飞 第 5 章

目录 第 TOC 节

预　留
空　页

进近和复飞 第 5 章

前言

本章提供了波音建议的 ILS、GLS(如安装)，非 ILS/GLS、绕场和目视进近，以及复飞机动操作程序和技术。飞行剖面的图解展示了波音公司推荐的、完成正常和非正常飞行机动所需的基本形态，也为标准化和机组协作的基础。

通常应按图解完成机动。然而，由于训练机场活动冲突、交通间隔要求和雷达引导等情况的影响，可能会按需进行修正。超出飞行机组控制的情况可能使机组无法完全按图示的程序飞行。机动剖面图并不意味着完全取代正确的判断和逻辑。

进近

仪表进近

所有安全的仪表进近都有某些基本的共同之处，这包括良好的下降计划、复习进近程序、准确的飞行动作和良好的机组配合。完整的计划是安全、从容和熟练进近的关键。

要确保 LEGS 页上的航路点顺序，高度和速度限制及地图显示能反映空中交通许可。对于前一分钟的空中交通变化或限制，可以通过适当使用方式控制面板（MCP）上的航向和高度选择器来处理。只有在时间允许时才可以完成对 LEGS 页上航路点顺序的更新。

到达机场终端区域前，完成进近准备工作。调定决断高度或高（DA（H））或最低下降高度或高（MDA（H））。可能时，交叉检查无线电和气压高度。即使 ATC 提供了雷达引导至起始进近或最后进近的定位点，也不要完全放弃航路导航程序。检查 ADF/VOR 选择电门放置在适当的位置。如果进近要求，核实 ILS，GLS，VOR 及 ADF 已调谐并识别。

注： 调谐并识别导航设备的要求可以通过确认调谐的导航设备频率已由主飞行显示/导航显示（PFD/ND）上（如安装）正确的字母标识代替或通过音响识别导航设备来满足。

检查音频控制板上的指点信标已选择。航道和下滑道信号只有在警告旗未出现、航向道和下滑道指针可见且 ILS 或 GLS 识别信号已收到时才可靠。证实已调定或显示公布的向台进近航道。

不要使用已经失效的无线电导航辅助设备，即使驾驶舱指示器显示正常。失效的无线电导航辅助设备可能会产生飞机接收装置无法探测到的错误传输，并且无法向机组提供驾驶舱警告。

进近简令

在开始仪表进近之前，操纵飞机的飞行员（PF）应当向监控飞机的飞行员（PM）简述即将执行的进近。两位飞行员要回顾进近程序。回顾内容包括最低标准和复飞程序等所有相关的进近资料，还应考虑备降动作。

作为指导，进近简令至少应包括以下内容：

- 用的目的地和备降机场的天气和航行通告（NOTAMS）
- 进近类型和即将使用的图表的有效性
- 即将使用的导航和通信频率
- 该机场的最低安全扇形区域高度
- 包括航道和航向的进近程序
- 包括所有最低高度，穿越高度和进近最低标准垂直平剖面
- 速度限制
- 复飞点（MAP）的确定和失误进近程序
- 其它有关的机组动作，例如无线电调谐、航道信息设定或其它特殊要求
- 至停机位的滑行线路
- 与非正常程序有关的适当信息
- 自动驾驶飞行指引系统（AFDS）管理

进近类型

附录 A.2.6

飞机进近类型用于直接进近。使用AFM列出的最大审核着陆重量来定义指定的进近类型。根据FAA标准，用于确定进近类型的速度为着陆基准速度（VREF)。ICAO和其它管理机构可能使用不同的标准。

737-800 – 737-900ER

根据用户的最大审定着陆重量可将飞机分为两类。使用的种类由用户和相应的管理机构共同确定。

类型	IAS
C	大于等于 121 海里/小时但低于 141 海里/小时
D	大于等于 141 海里/小时但低于 166 海里/小时

在 FAA 标准下：

737-600,737-700

- 737-600 和 737-700 飞机被划分为“C”类飞机。

737-800 - 737-900ER

- 根据最大着陆重量，737-800 和 737-900 被划分为“C”或“D”类飞机。

绕场进近时越障许可

绕场进近时，最大飞机速度显示在进近图上，而不显示在飞机进近种类上。FAA 和 ICAO 标准的绕场进近的最低高度是根据在给定空域内进行进近机动的越障要求得出的。空域的范围由最大指示空速（IAS）决定。该范围随空速的增加而增大，这可能导致由于机场周围地形特点而需要较高的进近最低高度。同样，较低的空速可能会产生一个较低的进近最小速度。稍后可参阅本章中绕场进近一节以获得更多有关越障的信息。

进近许可

当收到进近许可并已处在该进近颁布的航段上时，允许飞行员下降到该航段的最低高度。当收到进近许可但不在颁布的进近航段上时，保持指定高度直到穿越初始进近点或建立在该进近颁布的航段上。如果在最后进近定位点建立等待航线时，当收到进近许可时，允许飞行员下降到程序转弯高度。

如果使用垂直导航（VNAV）航迹，所有的高度和速度限制必需通过人工选择颁布的进场或通过两者的组合来输入。当适当输入后，垂直导航（VNAV）航迹剖面与所有的高度和空速限制相符。穿越高度可能高于该航段的最低高度，因为 VNAV 航迹是设计用来优化下降剖面的。

当从等待航线实施仪表进近时，继续沿着等待航线，在平行于五边进近航道的背台航迹放出襟翼 5。以程序转弯航向转向向台。这类进近也可称作方块航迹进近。

程序转弯

有些进近中，程序转弯必须在规定范围内完成，如程序转弯定位点或信标台的 10 海里范围内。飞行管理机算计（FMC）描述了程序转弯，或以等待航线代替程序转弯，使之与空域相符。颁布的程序转弯通常是最低高度。

FMC 基于预测的风建立程序转弯航迹，在导航数据库中针对该程序有 170 海里/小时的空速和“漂移”距离。

根据空速，风的影响，程序转弯定位点的位置调整背台时间。若以过大的地速穿越程序转弯定位点，则可能超过程序转弯保护空域。应使用地图监视程序转弯，以此来确保飞机在保护空域之内。

稳定进近建议

以着陆构型保持稳定的速度、下降率和垂直/水平飞行航迹，通常被称为稳定进近概念。

应报出任何明显偏离计划飞行航迹、空速或下降率的现象。决定执行复飞并不表明飞行员飞得不好。

注：不要尝试不稳定进近的着陆。

稳定进近之建议要素

以下建议与飞行安全机构（Flight Safety Foundation）制定的标准一致。

在仪表气象条件（IMC）下，所有进近都必须在高出机场标高 1,000 英尺前稳定，在目视气象条件下（VMC），必须在高出机场标高 500 英尺前稳定。符合以下所有标准时即被认为是为稳定进近：

- 飞机处于正确的航迹上
- 只需对航向/俯仰稍作改变来保持正确的飞行航迹
- 飞机速度应为进近速度，如果飞机接近进近速度，则+10 海里/小时至-5 海里/小时的误差是可以接受的
- 飞机在正确的着陆构型下
- 下降率不超过 1,000fpm；如果某次进近需要使用大于 1,000fpm 的下降率，应执行特别的简令

- 使用适合飞机当前构型下的相应推力
- 已执行所有简令和检查单

对于特殊种类的进近，如果也符合下列标准，被认为是稳定进近：

- 应在下滑道和航向道一个点以内进行 ILS 和 GLS 进近，或在扩展的航向道刻度内进行
- 使用 IAN 的进近应该在下滑道和 FAC 的一个点内。
- 在绕场进近过程中，当飞机到达机场标高以上 300 英尺时，应在五边上改平机翼

特殊的进近程序或需要偏离上述稳定进近要素的不正常情况，要求做特殊简令。

注：如果在 IMC 情况下，低于机场标高以上 1,000 英尺时，或者在 VMC 情况下低于机场标高以上 500 英尺时，进近变得不稳定，则需要立即执行复飞。

应在进近的剩余阶段保持这些状况，使之成为稳定进近。如果直到接近改平时还不能达到以上标准，则开始复飞。

在高于接地区高度(HAT)100 英尺做所有目视进近时，飞机的位置应使驾驶舱处于并保持在跑道两边延长线的水平范围内。

当飞机穿过跑道入口时，应当：

- 稳定在进近空速＋10 海里/小时以内直至拉平没有下降率时
- 在稳定飞行航迹中使用正常机动
- 定位以便在接地区域正常着陆（即：跑道的前 3,000 英尺或前 1/3 部分，以较少者为准）。

如果无法保持上述标准，开始复飞。

机动（包括跑道改变和绕场飞行）

当低于 500 英尺机动飞行时，注意以下几点：

- 改变下降率以获得下滑航迹
- 相对于跑道中心线的横向位移
- 顺风或侧风分量
- 可用跑道长度

强制复飞

在所有仪表进近中，若未建立并保持合适的目视基准，遇到下列情况应立即执行复飞：

- 会导致影响安全完成进近能力的导航无线电或飞行仪表故障

- 导航仪表显示严重的不一致
- 处于 ILS 或 GLS 五边进近中且航向道或下滑道指示器显示完全偏转
- 在 IAN 五边进近中，FAC 指针或下滑道指针显示完全偏转
- 在基于 RNP 的进近中且警戒信息指示实际导航性能（ANP）超过所需导航性能（RNP）
- 对于安装 NPS 的飞机，在使用 RNP 进近操作中，任何时候 NPS 偏离超过限制或琥珀色偏离警告发生，机组不能改变至非 RNP 程序
- 对于未安装 NPS 的飞机，在使用 RNP 进近操作中，任何时候偏航距离超过 1.0X RNP，机组不能改变至非 RNP 程序。
- 雷达进近中无线电通讯丧失。

着陆最低标准

大多数管理机构对于着陆的最低标准有能见度要求，但不要求云底高。进近时如果目视无法看见跑道，则飞机能够下降到的最低高度是有限制的。下降限制取决于使用下滑道进近或使用 VNAV 航迹进近的决断高度（高）（DA（H））；或不使用垂直引导进近的最低下降高度（高）（MDA（H）），或未授权使用决断高度（高）（DA（H））之处。大多数机构不要求低于警戒高度（AH）的特定目视基准。

进近图使用缩写 DA（H）或 MDA（H）。DA（H）适用于 I 类，II 类和某失效被动 III 类操作。决断高度“DA”或最低下降高度“MDA”以平均海平面（MSL）为基准，附加高度（H）以接地区标高（TDZE）或跑道入口标高为基准。例如：1,440’（200’）DA（H）即表示 1,440’英尺 DA 和相应的高于接地区 200’英尺。

当报告了对于着陆跑道的跑道视程（RVR）后，通常用其代替报告的气象能见度。

无线电高度表（RA）

如果对Ⅱ类或Ⅲ类进近规定了 DA（H），通常可用无线电高度表来确定 DH，或确定Ⅲ类进近的警戒高度（AH）。地形不规则机场的程序可以使用指点信标台代替 DH 来确定复飞点。在机场终端区域已知地形的上空，也可用无线电高度表交叉检查主高度表。然而，除特别批准，否则不用无线电高度表确定仪表进近中的 MDA（H）。在无线电高度表未经批准使用（RA 没有被认可）的区域，也不可使用无线电高度表进行进近。然而，如果为了增加安全保障而使用无线电高度表，应在进近简令中进行讨论。

进近和着陆襟翼构型

在进近机动飞行时，如果形势要求早于正常情况的减速，可以使用襟翼10，起落架收上。

着陆襟翼设置

正常着陆使用襟翼 15、30 或 40。襟翼 15 通常限于进近爬升性能成为制约因素的机场。襟翼 30 提供更好的减噪性能，并减少襟翼磨损/载荷。当性能得到满足时，使用襟翼 40 可使着陆速度最小，着陆距离最短。

注：可使用合适性能数据的授权用户，允许使用襟翼 15 进行正常着陆。

注：当选择着陆襟翼位置时，必须考虑跑道长度和跑道条件。

襟翼放出

放襟翼时，当接近或减速至低于当前襟翼位置的机动速度前，应该选择下一襟翼位置。在所有重量下，襟翼放出速度计划表根据飞机的重量而不同，并提供了全机动能力或在重量下至抖杆至少 40°坡度（25°坡度和 15°过调量）的裕量。

注：如果下一襟翼设置的机动速度低于 VREF+风增量，当接近 VREF+风增量时，选择下一襟翼位置。保持一定程度的 VREF+风增量的速度，不要减速至所选襟翼所对应的机动速度。

襟翼放出计划表

当前襟翼位置	速度带显示	选择襟翼	选择襟翼的指令速度
收上	“收上”	1	“1”
1	“1”	5	“5”
5	“5”	15	“15”
15	“15”	30 或 40	（Vref30 或 Vref40）+风风增量

机动裕度

飞行剖面应保持在或略高于当前襟翼构型所推荐的机动速度。这些速度接近最大燃油经济速度，且允许最大机动能力（25 度角坡度，15 度过调量）。

当速度在或高于当前襟翼设置的机动速度，所有正常着陆程序都具有最大机动裕度。至少，在使用复飞推力进行复飞，襟翼 15 在 VREF30+5 或 VREF40+5 时，存在合适的机动裕度。

非正常飞行剖面推荐的空速，是用于恢复接近正常机动裕度和/或气动控制响应。

构型变化是基于保持最大机动和/或最大性能，除非个别程序有不同规定。必须在 VREF 速度上增加风添加值。关于风添加值的说明，参看第一章“指令速度”节。

复飞点（MAP）

复飞点（MAP）是必须开始复飞的一个点，在该点没有合适的目视参考作安全着陆或飞机不处在一个可以做安全落地的位置。

确定复飞点（MAP）

对于 ILS 或 GLS 之类的进近，可以使用与下滑道相关的 DA（H）来确定 MAP。对于非 ILS/GLS 或无 G/S 的进近，由于 FMC 定位的准确性，有两种方法可以用于确定 MAP，而代替计时的方法：

- 到达 MDA（H）或 DA（H）时与 VNAV 航迹结合
- 如果没有使用垂直导航（VNAV）航迹，当飞机已达到目视下降点（VDP）或复飞点（MAP）时则使用地图显示来确定。进近航段以及距复飞航路点的距离和时间均显示在地图上。

进近过程中计时

由于 FMC 适用于仪表进近导航，因而计时就不是确定复飞点的主要方法了。不太可能发生由于多重故障而导致计时成为确定复飞点的唯一方法的情况。然而，一些管理机构可能仍然要求进近时使用计时方法。计时表，如果包括，显示从五边进近定位点到复飞点（MAP）的距离。

只要不显示 RNP 不可用的告警，仪表进近就不需要计时。

仪表着陆系统或 GBAS 着陆系统

到复飞点（MAP）的时机取决于高度表参考值。DA 取决于气压高度表参考值，而 DH 则取决于无线电高度表参考值。

使用 VNAV 或 IAN（如安装）仪表进近

当由相应的管理机构特别批准时，进近可以在下列最低标准下进行：

- 颁布的垂直导航决断高度（高）（VNAV DA（H））
- 作为决断高度使用的颁布的最低下降高度（高）（MDA（H））

当以上任一最低标准没有被特别批准时，并且下降低于 MDA(H)没有被授权，机组可以使用颁布的 MDA（H）＋50 英尺作为开始复飞的高度或决定继续进近至着陆。这是以恒定角度作非 ILS 进近时，没有计划在 MDA(H)改平情况下遵循 MDA(H)的一种技巧。

航向道

对于大多数航向道进近，颁布的复飞点（MAP）是跑道入口处。然而，若航向道进近在 VNAV PTH 下进行，使用该章 VNAV 或 IAN（如安装）仪表进近一节中描述的进近标准。

其它非 ILS 进近

所有其它非 ILS 进近的复飞点（MAP）标在进近图上。如果程序中有五边进近定位点，则复飞点（MAP）可能在跑道入口或入口以内或位于机场无线电设施上空。对于不具备五边进近定位点的机场设施（VOR 或 NDB），该设施本身就是复飞点，在大多数情况下已超过了跑道入口。当飞机在到达复飞点（MAP）前先到达最低下降高度（MDA（H））时，不要假设飞机始终位于可以正常着陆的位置。在复飞点（MAP）位于跑道入口或超过跑道入口的情况下，如果要做正常五边进近，必须在到达复飞点（MAP）之前到达最低下降高度（MDA（H））。

精密进近雷达（PAR）

用于 PAR 的复飞点（MAP）是下滑航迹与决断高度（DA（H））相交的位置点。复飞点的到达取决于使用高度表的飞行员或雷达管制的观察情况，以较先出现者为准。

机场监视雷达（ASR）

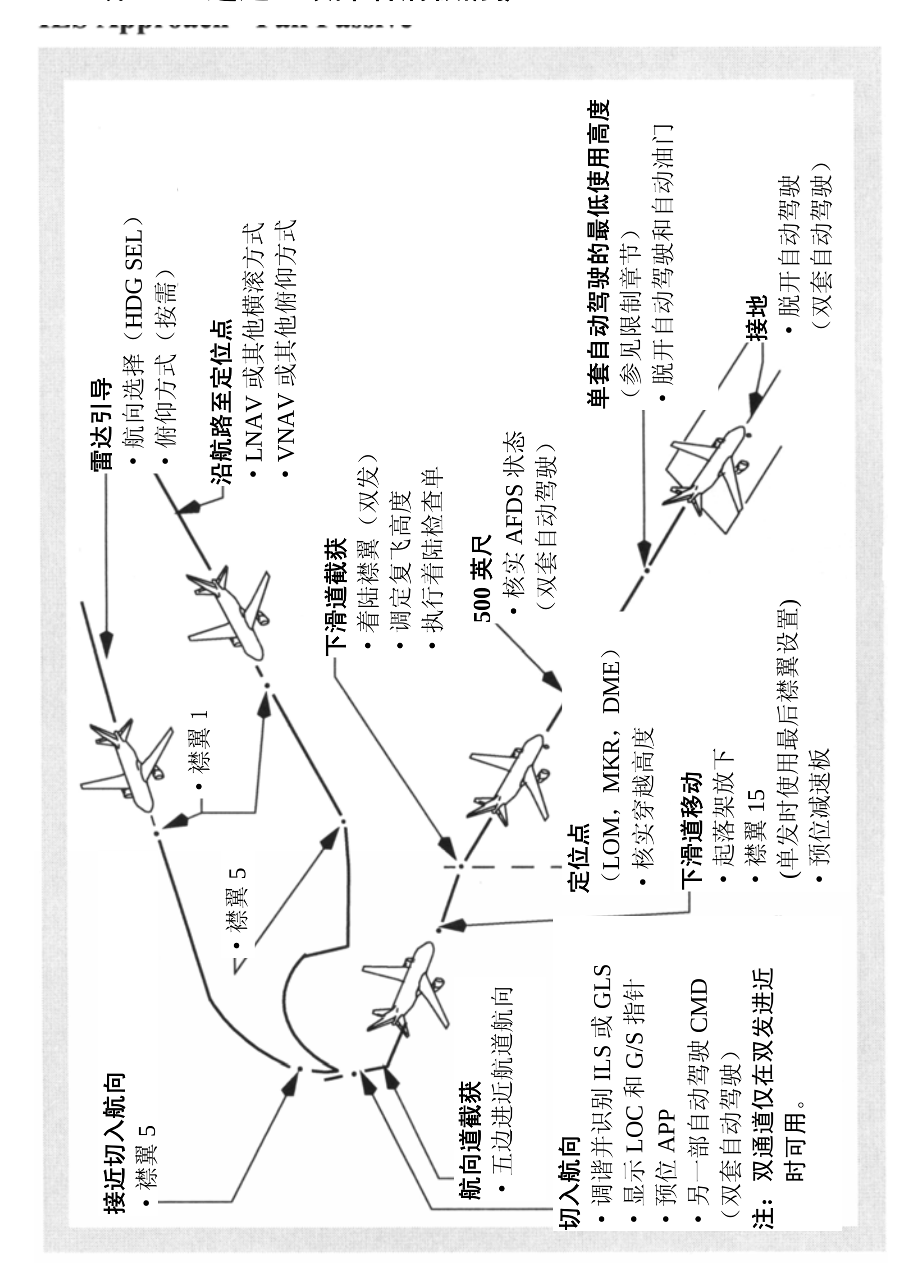
在 ASR 进近时，当飞机在复飞点（MAP）或距跑道 1 海里时（取高者），雷达管制应中止进近引导。在管制的指导下执行复飞。

ILS 或 GLS 进近

ILS 进近的起落航线假设已完成所有进近准备，例如回顾进近程序、最低标准设定、无线电设定等。该示图主要说明机组动作和电子系统信息，以及在最低天气标准飞行时需要特别考虑的项目。为符合当地和空中活动的要求，此航线可作修改。

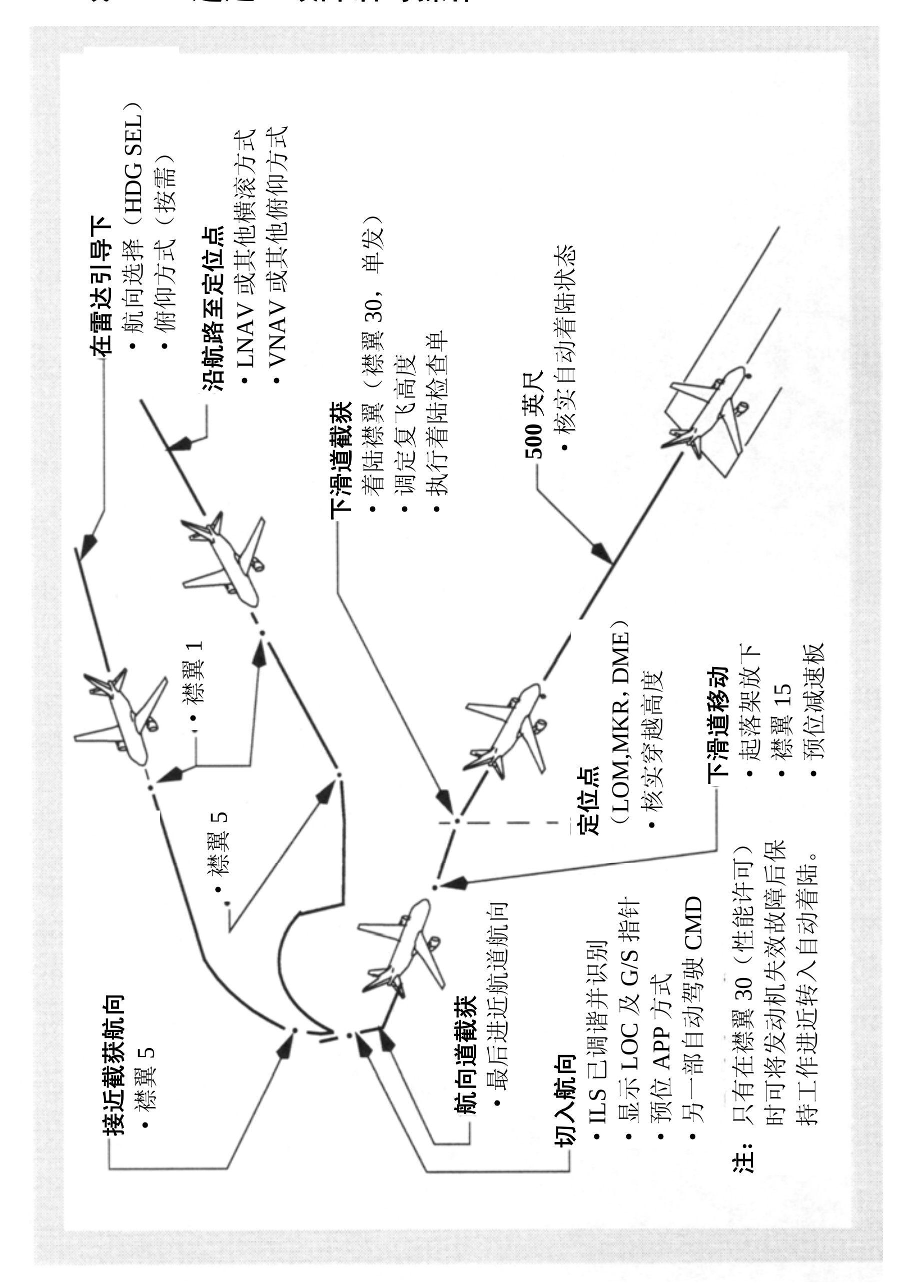
该节建议的操作实践和技巧用于 ILS 和 GLS 进近。除了电台的调谐，机组的动作是一样的。本章节的最后以 GLS 进近为标题的一节包含了特定的 GLS 信息。

ILS 或 GLS 进近－故障后消极防护



上海航空有限公司
737 NG 飞行机组训练手册

ILS 或 GLS 进近—故障后可操作



决断高度/高－DA（H）

决断高度/高是 ILS，GLS，PAR 或一些使用 VNAV 航路或 IAN 进近中规定的高度或高。如果在该高度/高时尚未建立继续进近所需的目视基准，则必须开始复飞。“高度”值通常由气压高度表测量，它是 I 类进近（例如 ILS，GLS，或使用 VNAV 的 RNAV）最低标准的决定性因素。括号内规定的“海拔”值通常是高于接地区域（HAT）的无线电高度表（RA）高度。RA 可能不反映实际高于地形的高度。

对于大多数Ⅱ类和 III 类故障消极防护的进近而言，决断高度控制最低标准，所规定的高度值为咨询值。决断高度通常以五边进近或接地区地形以上、规定的无线电高度为根据。

警戒高度—AH

警戒高度通常用于故障后可操作的Ⅲ类操作。警戒高度是高于跑道的高度，高于该高度发生指定的故障，则 III 类进近必需中止并开始复飞。有关指定故障的讨论，参阅本章的自动驾驶指引系统（AFDS）故障一节。无线电高度表按照航空公司的政策或者在警戒高度处设置，以帮助监控自动着陆状态。大多数管理机构不要求低于警戒高度的目视基准。

程序转弯和初始进近

以襟翼 5 机动速度穿越程序转弯定位点。如果通过 CDU 选择了到航向道和下滑道截获点的完整的到达程序，可以使用 LNAV 和 VNAV 完成进近初始阶段。

进近

进近过程中应避免两名飞行员都“埋头”操作。在某些情况下，如飞机活动密集或进场程序仅作参考之用时，修改飞行管理系统（FMS）的飞行计划可能是不合适的。

对于安装有平视显示器的飞机，通常五边进近前的所有机动飞行都以主要的方式进行。ILS 进近时，在任何可能的情况下鼓励飞行员使用 AIII 方式和程序以保持熟练并增强机组的协同。

在强侧风时，平视显示器飞行轨迹矢量符号可能会显示一条虚线。选择除主方式外的一种方式，删除速度和高度带，增大飞行轨迹矢量的可视区域。这可能将飞行轨迹矢量符号改回实线，并显示飞机当前的飞行轨迹。

如果不需要显示进场程序，执行“直飞”（DIRECT TO）或“截获航道至”（INTERCEPT COURSE TO）五边进近定位点（FAF）、外指点标（OM）或适当的定位点，以简化导航显示。这可以提供：

- 显示至 FAF、OM 或适当的定位点剩余距离
- 五边进近航道的交叉航迹误差
- 复飞程序中的垂直导航（LNAV）能力

实施进近程序时，可使用航向选择（HDG SEL）或水平导航（LNAV）来保持水平航迹，使用 VNAV、LVL CHG 或 V/S 来改变高度。当飞行管理系统（FMS）为计划的进场编程时，垂直导航（VNAV）为首选的下降方式。当 VNAV 不可用时，大于 1,000 英尺的高度改变使用 LVL CHG。对于较小的高度改变，可使用 V/S 选择合适的下降率。

机动飞行切入航向道时，减速并放襟翼 5。尝试在航向道截获之前达到襟翼 5 和襟翼 5 机动速度。

在以速度干预（如安装）或以自动油门速度 SPD 方式操作时，及时地调整速度可减少进近中的油门杆移动。这样可以减少客舱的噪音等级，提高燃油效率。当襟翼伸出时，在额外的构型阻力刚起作用时，选择下一较低的速度。

延迟速度选择会使推力增加，而过快选择较低速度又会导致推力先减后加。

进近过程中，调整地图显示和范围以提供适当比例的计划航迹显示区域。在切入航向且已获得进近许可时，选择 APP 方式，并观察 VOR/LOC 和 G/S 飞行方式显示预位。

下述情况下方可选择 APP 方式：

- ILS 调谐并识别
- 飞机在向台飞行切入航向
- 航道和下滑道指针都出现在姿态显示器的适当位置上
- 已收到进近许可。

在有些飞机上可在截获航向道前截获下滑道。下滑道可能从上方或下方截获。为防止不必要的下滑道截获，可在一开始先选择 LOC 方式，然后再选择 APP 方式。

当使用 LNAV 切入五边进近航线时，应保证原始数据指示航向道截获，以免在没有截获航向道（LOC）时截获下滑道下降。如果需要，使用航向选择（HDG SEL）或航向保持来建立五边进近航道的切入航向。

五边进近

飞行员应监控进近、拉平、着陆（对于那些有自动滑跑能力的飞机还应监控滑跑）的质量，包括减速板的放出和自动刹车的运用。

注： 需要选择 APP 方式，两个自动驾驶仪接通在 CMD 方式。飞机在下降到无线电高度 800 英尺以下之前稳定在航向道和下滑道上。

当航道截获时，选择与向台航道匹配的航向。对于正常的航道截获角，一般不会飞过目标。在截获的机动中，指令可能要求达到高达 30°的坡度角。如果切入角较大时，可能会飞跃目标。

使用地图显示可了解至五边进近定位点的距离。当下滑道指针开始移动时（下滑道移动），放起落架，选择襟翼 15，减速至襟翼 15 速度。

在下滑道截获时，观察飞行方式显示是否显示了正确的方式。此时，选择着陆襟翼和 VREF＋5 海里/小时或在人工着陆时选择 VREF＋风修正，并执行着陆检查单。当使用自动油门接地时，五边进近速度不需再加上额外的风修正值。监控飞机的飞行员应在五边进近时继续进行标准喊话，同时操纵飞机的飞行员应确认喊话。

下滑道建立后，在方式控制面板（MCP）高度窗中设定复飞高度。在超过襟翼 15 的速度时放着陆襟翼可能会导致襟翼负荷释放和推力的较大变化。

在穿越最后进近定位点（FAF 或 OM）时，若需要，检查正确的穿越高度并开始计时。

曾出现过 ILS 地面发射机错误地保持在测试模式，导致飞机截获错误的下滑道信号并继续保持在错误下滑道指示的情况。在下滑道截获之前，交叉检查最后进近定位点穿越高度和 VNAV 航迹信息，可以发现出错误的下滑道信号。下滑道截获以后，最后进近也应显示正常的俯仰姿态和下降率。此外，如果怀疑下滑道异常，则高度范围-距离关系比可能不正常。交叉检查至跑道的距离和高度，或者利用导航显示上指示的航路点交叉检查飞机位置，这两种方法都可以用来确认。在 3 度下滑坡度时，大约为每海里至跑道距离所对应的高度 300 英尺 HAT（高于接地点高度）。

如果怀疑下滑道截获错误，在目视状态无法维持时，则执行复飞。

无线电高度 1500 英尺以下，预位拉平方式。FLARE 显示指示第二套自动驾驶完全接通。当最低天气标准直接与系统状态相关时，两名飞行员都必须观察 FLARE 显示。

对于故障后可操作的飞机，核实 ROLLOUT 预位并确认 LAND3 或 LAND2 显示。

在 500 英尺检查每块仪表板上的 A/P 断开警告灯是否熄灭。

对于故障后可操作的飞机，若在要求更高最低气象条件的警戒高度（AH）以上发生自动着陆显示变化或系统故障（回复到 LAND 2 或无自动着陆），不要在低于这些更高的最低气象条件的情况下继续进近，除非建立和跑道环境相应的目视基准。

设计具备故障后可操作能力的自动驾驶的飞机是为了在一个自动驾驶组件发生单一故障时，在高度告警（AH）以下继续安全进近。自动驾驶仪提供保护，以防各种可能发生的系统失效情况，并使飞机安全着陆。自动驾驶指引系统（AFDS）的设计提供了至少高于接地区高度（HAT）200 英尺的警戒高度（AH），用户可以将其修正位更低的值。在低于警戒高度时，飞行员不应干预进近，除非明显需要飞行员采取行动。

侧风条件下自动着陆，故障消极防护的飞机以偏流角接地。接地后，必须使用方向舵将飞机保持在中心线上。接地后应该立即脱开自动驾驶。自动驾驶脱开后应将驾驶盘转向迎风方向。接地后 2 秒种自动油门（A/T）自动脱开。

侧风条件下自动着陆过程中，故障后可操作的飞机（LAND 2 或 LAND 3 显示），使用侧滑作对正跑道的机动飞行，以减小飞机接地时的偏流角。在无线电高度 450 英尺或更低时，根据侧风强度，开始对正跑道。最大侧滑量限制为 5 度。存在强烈侧风时，飞机不会完全对正跑道，而是带着轻微偏流角着陆。所有情况下，迎风方向的机翼在接地时都在较低位置。

自动刹车应保持接通状态，直到已确保飞机能安全停住，且有足够能见度使用目视基准控制飞机。

对于故障后可操作的飞机，自动驾驶和自动刹车应保持接通直至确认安全全停为止且存在足够的能见度来使用目视基准控制飞机。

从高处截获下滑道

以下方法适用于 ILS、GLS 或使用 IAN 的进近，但是使用 VNAV 的进近不推荐以下方法。

通常，ILS 进近剖面是根据飞机以平飞姿态从下方切入下滑道进行绘制的，但是有时候当高于下滑道时机组被许可进行 ILS 进近。在这种情况下，应尝试在最后进近定位点之前截获下滑道。地图显示可用于保持对最后进近定位点距离的警觉。建议使用自动驾驶。

注：从高处截获下滑道之前，机组必须确保在下降到准许的高度或最后进近定位点之前截获航向道。

下列方法能帮助机组安全地截获下滑道，在 1000 英尺离地高度，确立稳定的进近标准：

- 在 MCP 面板上选择 APP，证实 G/S（下滑道）预位。
- 建立最后着陆构型，设定不低于 1000 英尺离地高度的 MCP 高度。
- 选择 V/S 方式，设定-1000 至-1500 英尺/分钟的下降率来截获下滑道，在 1000 英尺离地高度稳定进近。使用 VSD（如安装）或绿色高度范围弧可帮助建立正确的下降率。

监控下降率和空速以防止超出襟翼标牌速度及防止襟翼卸载起动。在截获下滑道时，观察飞行方式显示牌是否显示正确的方式，监控下滑道偏差。截获下滑道后，按正常程序继续。遵照本手册第四章使用减速板的建议。

注：如果在 1000 英尺离地高度未能截获下滑道或建立稳定进近，则开始复飞。根据下滑道的截获标准，即使在目视条件下，在 1000 英尺离地高度下滑道应被截获，同时建立稳定进近。有关稳定进近标准的更多信息，参阅本章前面的“稳定进近建议”。

延迟放襟翼的进近（噪音限制）

如果不在难以获得稳定进近的不利条件下进近的话，可延迟选择五边襟翼，以此来节省燃油或按照空管的要求调整速度。

起落架放下，襟翼放到 15，以襟翼 15 的速度切入下滑道。下降至下滑道的推力可能接近于慢车推力。接近高于机场标高（AFE）1000 英尺时，选择着陆襟翼，减速至五边进近速度，然后调整推力并保持，执行着陆检查单。

决断高度或决断高-DA（H）

当接近决断高度 DA(H)时，监控飞机的驾驶员应扩大仪表巡视范围，包括观察外部目视标记。除非飞机已处在可以对计划着陆跑道作正常进近的位置，并可以保持的目视基准，否则不得在 DA(H)以下继续进近。一到达决断高度或在随后的任何时间，上述任一要求没有达到，应立即执行复飞程序。看见跑道后，保持下滑道直至拉平。不要下降到目视下滑航迹以下。

原始数据-（无飞行指引仪）

原始数据进近通常在训练中使用，以此来增加仪表巡视量。如果在正常操作中要求原始数据进近的话，参考 DDG 或相同的航线来获取增加着陆最低标准的可能性。

ILS 偏离显示在姿态显示器上，亦可通过选择 EFIS 控制面板上的 ILS 方式显示在导航显示上。在进近中，姿态显示器上的航向道航线偏离刻度保持正常刻度。对照姿态显示器上的原始数据继续交叉检查地图显示。

在初始航道截获时，可用导航显示器上 VOR/ADF 指针的磁方位角信息来补充姿态显示器航道偏离指示。在航道指针第一次移动时，开始转向向台航道航向。

在航道截获后，可以使用导航显示器上的航迹线和读数显示，以协助实施正确的偏流修正，并保持所需航线。按需使用坡度以保持航道指针居中且航迹线压在航道线上。这种方法自动对风产生的偏流进行修正，不必参考实际所需航向。

当在航道上进行向台飞行时一般不需要大坡度角。使用 5°到 10°的坡度角。

当下滑道指针开始移动时（下滑道移动），放下起落架，放出襟翼 15 且减速到襟翼 15 速度。截获下滑道时，放着陆襟翼并建立五边进近速度。当建立在下滑道上时，在高度窗上预调复飞高度。在五边进近时，保持 VREF＋5 海里/小时的速度或对顶风分量做适当修正。检查穿越五边进近定位点（FAF）的高度。若要求，则开始计时。为了尽早稳定在五边进近速度上，有必要在进近的下滑道截获阶段进行精确的速度控制。下降率随下滑道角度和地速变化。按 ILS 航道和下滑道指示，进行及时柔和的修正。当飞行轨迹偏离时，以大致同样的速率和量进行修正。

复飞程序与正常复飞相同。如果选择了 TO/GA，就会出现飞行指引仪指导。参考本章中中断进场并复飞/复飞－所有进近。

AFDS 自动着陆能力

参考相应的《飞机飞行手册》(AFM)以了解 AFDS 限制及对演示的自动着陆能力的说明。

在开始 III 类自动着陆进近时，液压系统 A 和 B 都必需工作。然而，在故障后可操作的飞机进近时，若在低于警戒高度时一个液压系统不工作，可以继续自动进近直至着陆和滑行。飞行员不应干预，除非明显表明飞行员有必要采取行动。

注： 对于自动着陆使用襟翼 30 或 40。对于装备故障后可操作的自动驾驶的飞机，使用 LAND3 或 LAND2。如果飞机性能允许，对发动机不工作的自动着陆可以使用襟翼 30。

注： 五边进近航道轨迹对正跑道中心线时方可尝试自动着陆。如果航向道波束偏离中心线，则 AFDS 滑跑方式可能会导致飞机偏出跑道。

ILS 性能

大多数ILS台在安装时都考虑到地面车辆或飞机对信号的干扰。为防止这种干扰，在靠近航道和下滑道天线的地方建立ILS临界区域。在美国，当报告云底高度低于800英尺和/或能见度低于2英里时，在这些关键区域内，车辆及飞机的操作是受限制的。

除非用ILS进行Ⅱ类或Ⅲ类进近，否则ILS设备的飞行检查不必包括跑道入口以内或沿跑道的ILS波束性能。因此ILS波束质量可能会改变，应严密监控在这些设备下进行Ⅰ类进近执行的自动着陆。

飞行机组必须记住，当云底高高于 800 英尺且/或能见度大于 2 英里时，ILS 的关键区域通常不受保护。因此，由于车辆或飞机的干扰，ILS 波束弯曲可能发生。在很低的高度或着陆及滑跑中，由于自动驾驶企图跟踪弯曲的波束，可能会发生突然的、未预计到的飞行操纵移动变化。在关键区域未受保护的 ILS 设备，应警惕这种可能性，并在自动进近和着陆过程中监控飞行操纵（驾驶盘、方向舵脚蹬和油门杆）。时刻准备好脱开自动驾驶，进行人工着陆或复飞。

以 ILS 设施进行平视显示器 AIII 进近时，临界区域不受保护，警惕可能出现的进近警告。准备在建立目视基准时着陆，或者复飞。

对于故障后可操作的飞机，自动飞行指引系统（AFDS）有一个监控器可探测到明显的 ILS 信号干扰。如果监测仪探测出航向道或下滑道信号干扰，自动驾驶仪则忽略错误的 ILS 信号而继续处于基于惯性数据的姿态稳定方式。大多数 ILS 信号干扰只持续较短时间，存在这类干扰的情况时，机组看不到显示，但 ILS 原始数据会有不规律运动。如果没有不规律或不适当的自动驾驶活动，机组无需立即采取措施。

在污染跑道上自动着陆—故障后可操作的飞机

在污染跑道上使用 AFDS 滑跑（ROLLOUT）方式时，性能不能确保。滑跑（ROLLOUT）方式依靠结合方向舵气动操纵、前轮转向操纵和主起落架轨迹，利用航道信号引导，使飞机保持在跑道中心线上。在污染跑道上，由于前轮转向操纵和主起落架轨迹效应，飞机方向控制能力会降低。决定最大侧风可以使用自动着陆侧风限制中最具约束力的条款，低能见度进近时可以使用控制管理机构授权的最大侧风。也可考虑本手册第 6 章中颁布的着陆侧风指南或用户指南。

如果在污染跑道上完成自动着陆，可能不足以控制滑跑方向，飞行员必须准备好脱开自动驾驶仪，采取人工方式。

低能见度进近

对于安全与成功的进近来说，适用于所需目视基准的进近灯光系统的有效知识及规章是必须的。接地跑道视程（RVR）通常控制 I，II，III 类进近。对于 I 类和 II 类进近，通常建议中等和着陆滑行跑道视程（RVR）。对于 III 类操作，中等和着陆滑行跑道视程（RVR）可能可控制。在某些国家，使用能见度代替 RVR。使用能见度而非 RVR 时需要经过管理机构批准。

在 I 类进近期间，目视基准要求通常规定，在低于决断高度（DA（H））继续进近时，进近灯光或其它辅助设备应清晰可见。在 I 类和 II 类进近中，下降到低于接地区以上 100 英尺标高要求（根据相应管理机构的标准）红色终端杆灯或红色侧边杆灯（ALSF 或 Calvert 灯光系统，或 ICAO 相同的灯光系统，如安装）清晰可见。如果实际的跑道视程（RVR）等于或大于进近所需的跑道视程，跑道环境（跑道入口处，跑道入口处灯光和标记，接地区，接地灯光和标记）应变得清晰可见，这样就能成功进近。在见到红色中止灯或红色侧排灯后，如果跑道环境未变得清晰可见，应立即执行复飞。

使用失效消极防护自动着陆系统的 III 类操作通常在接近跑道入口处上方时使用 50 英尺的决断高度（DH）。在该情况下，条例要求跑道环境清晰可见。若跑道环境非清晰可见，则立即执行复飞。

使用故障后可操作自动着陆系统的 III 类操作通常不要求在警戒高度（AH）下有详细的目视基准。

在进近简令中，建议回顾可用的进近和跑道灯光系统，因为在进近中飞行员仅有几秒时间确认进近所需的灯光以便继续进近。对于所有的低能见度进近，建议在进近简令中回顾机场图，预期的跑道出口，跑道剩余的灯光和预期的滑行道。

管理机构可能要求为干着陆距离额外增加 15％的距离。管理机构也可能要求风速限制小于操作手册（FCOM）中允许的最大着陆风速。

转换到人工进近或着陆

在 ILS 进近时可以在任何时候实现从 AFDS 进近转换到人工进近.事实上飞行员应该意识到当实施双自动驾驶进近时，在低于 400 英尺无线电高度，安定面会自动配平一个额外的量的抬头动作。如果随后脱开自动驾驶，可能需要前推驾驶盘来保持需要的俯仰姿态。

注： 在双通道进近时如果在低于 400 英尺无线电高度时脱开自动驾驶，警惕配平失误的情况出现。

AFDS 系统构型

附录 A.2.7

本章中所列的系统要求不包括各类操作所需的所有系统和设备。有关II类和III类运行要求的具体系统和设备，可参阅相应的飞机飞行手册或操作规定。

更多的关于 II 类和 III 类操作要求的细节信息能从 FAA 咨询通知或其它管理机构的类似文件中得到。

Ⅱ类操作

Ⅱ类进近可以使用一部或两部自动驾驶进行，或仅用飞行指引仪来进行。使用一部自动驾驶进近时，应在不低于操作手册（FCOM）限制章节所列的最低高度前脱开自动驾驶。自动驾驶断开时，自动油门应断开。

失效后可操作的飞机经验证满足 II 类操作的标准，包括仅针对襟翼 30 的单发自动着陆。（如性能允许）。

III 类操作

III 类飞行的基本方式是用自动着陆系统进近直到接地。正常操作不需驾驶员有任何干预。但是，当驾驶员察觉到飞机的性能不足，或无法在接地区内安全完成自动着陆时，应当进行控制。从进近到着陆都要监视操作系统工作情况，以便在需要时能人工接管。

在双发工作襟翼 30 或 40 着陆时，失效后可操作的飞机被验证满足 III 类操作的标准，且可进行包括仅针对襟翼 30 的单发自动着陆的 III 类操作（如果性能许可）。

注： 对于失效后可操作的飞机，应在着陆滑跑中对飞机操纵进行保护。

AFDS 故障

附录 A.2.7

故障可能在 AFDS 进近的任何一点发生。许多非正常情况都有可能出现。驾驶舱的设计是为使所有的非正常或故障状态都能通过使用自动驾驶/自动油门指示器，飞行方式显示，主告诫系统做出快速的分析和决断，对于故障消极防护的飞机使用自动着陆状态显示做出分析和决断。

对于故障消极防护的飞机，由故障导致的非正常操作能分为两种情况：

- 发生在警戒高度（AH）以上
- 发生在警戒高度或低于警戒高度

如果机组了解对于进近的飞机设备要求，则下列内容能用于任何 AFDS 故障显示:

警戒高度以上

在通过主告诫系统、仪表故障旗或发动机指示确认发生故障后，立即检查自动着陆状态显示。

- 如果自动着陆状态显示没有变化，且进近时不需要该设备（例如：飞行指引仪），则继续进近。
- 如果自动着陆状态显示已变化，或进近时需要该设备，则调整到适当的较高最低高度或者复飞。然而，如果建立了合适的目视基准，可考虑着陆。

处于或低于警戒高度

对于任何故障后可操作的飞机的飞行方式显示（FMA）告警，排除显示无自动着陆（NO AUTOLAND），否则不可继续进近到自动着陆和滑跑。除非此时已很明显需要飞行员采取行动，否则飞行员不应进行干预。故障后可操作的审定中包括完整的故障分析。低于 200 英尺 AGL 时可在任何可能故障条件下进行安全的着陆和着陆滑跑。

对于故障后可操作的飞机，进近过程中随时都可能会出现机组警戒（灯光或音响）。如果在警戒高度以下出现主告诫或音响警告，不要断开自动驾驶，除非自动飞行系统没有充分控制飞机。在警戒高度以下时，AFDS 故障后可操作的设计为任何可能的系统故障提供了保护，并使飞机安全着陆。如没有明显需要，在警戒高度（AH）以下驾驶员不应干预。如果自动油门或自动刹车受到故障的影响，可以人工操纵油门杆和刹车。完成滑跑及恢复对飞机的人工控制以后，完成相应的系统故障程序。

如果低于警戒高度自动驾驶被无意中脱开，当建立了合适的目视基准时

可以完成着陆。要注意在一些飞机上存在错误配平的情况。

如果在自动驾驶脱开情况下开始复飞，则按压 TO/GA 电门。如果 TO/GA 电门没有按下，则飞行指引仪仍处于进近方式。

故障消极防护与故障后可操作自动飞行系统的比较

下表提供了关于 ILS 进近中故障消极防护与故障后可操作 AFDS 系统之间差别的比较。

概述

<table>
<tr><th></th><th>故障消极防护</th><th>故障后可操作</th></tr>
<tr><td>警戒高</td><td>无</td><td>警戒高-高于跑道 200 英尺</td></tr>
<tr><td>ISFD</td><td>无需</td><td>仅 LAND3 时需要</td></tr>
<tr><td rowspan="2">ILS 波束异常
或
地面导航台失效</td><td>自动驾驶脱开</td><td>在 LAND3 或 LAND2 显示前：
• A/P 脱开
在 LAND3 或 LAND2 显示后：
• A/P 保持接通</td></tr>
<tr><td colspan="2">注：有关的航向道和/或下滑道显示，参阅 FCOM。</td></tr>
<tr><td>允许侧风</td><td>20 海里/小时</td><td>25 海里/小时</td></tr>
<tr><td>液压系统
A 或 B
失效</td><td>自动驾驶脱开</td><td>达到警戒高度前：
• 自动驾驶脱开
达到警戒高度后：
• 自动驾驶保持接通
• 可继续自动着陆和着陆滑跑</td></tr>
</table>

进近-双发

<table>
<tr><th></th><th>故障消极防护</th><th>故障后可操作</th></tr>
<tr><td rowspan="6">低于
1500 英尺</td><td colspan="2">ILS 偏离监控系统测试</td></tr>
<tr><td></td><td>执行自动驾驶方向舵伺服器测试</td></tr>
<tr><td></td><td>预位 ROLLOUT（着陆滑跑）且方向舵接通</td></tr>
<tr><td></td><td>LAND 3 或 LAND 2 显示</td></tr>
<tr><td colspan="2">FLARE(拉平)预位显示</td></tr>
<tr><td colspan="2">第二台自动驾驶与飞行操纵耦合</td></tr>
<tr><td>800 英尺</td><td colspan="2">第二台自动驾驶必须接通</td></tr>
<tr><td>500 英尺</td><td>核实 AFDS 状态
• 预位 FLARE(拉平)
• 无稳定的自动驾驶警告（A/P WARNING）灯。</td><td>核实自动着陆状态：
• 预位 FLARE(拉平)
• 无稳定的自动驾驶警告（A/P WARNING）灯。
• LAND 3 或 LAND 2。</td></tr>
<tr><td>450 英尺</td><td></td><td>AFDS 自动减小偏流角，并控制由于可能的发动机失效而引起的不利运动。</td></tr>
<tr><td>400 英尺</td><td colspan="2">安定面自动进行机头向上配平
如果在约 350 英尺之前没有预位 FLARE(拉平)，脱开 A/P。</td></tr>
<tr><td rowspan="2">50 英尺</td><td colspan="2">FLARE 接通</td></tr>
<tr><td>F/D（飞行指引仪）指令杆消失</td><td>F/D（飞行指引仪）指令杆仍可见</td></tr>
<tr><td>27 英尺</td><td colspan="2">A/T（自动油门）开始收回
RETARD(收回)显示</td></tr>
<tr><td>着陆滑跑</td><td>接地后
• 2 秒后 A/T（自动油门）脱开
• 脱开 A/P
• 使用方向舵保持方向控制</td><td>接地后：
• 2 秒后 A/T（自动油门）脱开
• 不要脱开 A/P
• ROLLOUT（着陆滑跑）显示
• A/P 保持方向控制
• 脱离跑道前脱开 A/P。</td></tr>
</table>

进近和复飞–单发

	故障消极防护	故障后可操作
概述	仅单个 A/P 可用，不允许自动着陆。 不建议使用 A/T（自动油门）。	自动着陆需要两个 A/P。 仅允许在襟翼 30 时自动着陆（性能允许）。 自动着陆时建议使用 A/T。LAND3 或 LAND2 显示后接通 A/T。 **注：**如果在警戒高度以下出现单发，可继续自动着陆和着陆滑跑。
方向舵操纵	飞行员必须使用方向舵来控制偏航。	LAND3 或 LAND2 显示前，飞行员必须使用方向舵来控制偏航。 LAND3 或 LAND2 显示后，方向舵由 A/P 控制（方向舵配平无效）。
复飞	襟翼 1	襟翼 15
	TO/GA 接通后，AFDS 开始指令复飞姿态，随后过渡至保持指令空速。	
	飞行员必须使用方向舵来控制偏航。	如果在 LAND3 或 LAND2 显示后开始复飞，偏航一开始由 A/P 控制。 当 A/P 恢复为单个 A/P 操作时，飞行员： • 必须使用方向舵来控制偏航 • 应脱开自动油门。

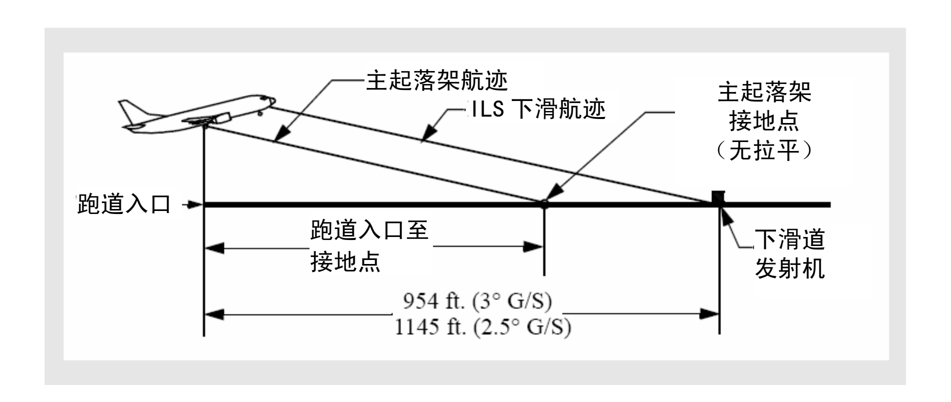
ILS 进近/着陆剖面图

下列图示使用这些条件：

- 数据以典型着陆重量为依据。

  737-800
- 1 位置尾橇的飞机数据显示在“/”前。基本 737-800 数据和具有短跑道性能的 1 位置尾橇的 737-800 飞机之间的差异可忽略不计。2 位置尾橇的飞机数据显示在“/”后。

- 机身姿态是以襟翼 30，VREF30＋5 且每高于该速度 5 海里/小时，减小 1 度为依据。
- 当主起落架在跑到口上空时，测量得出主起落架高度
- 飞机的 ILS 天线在 50 英尺时越过跑道入口处。



737 机型	襟翼 30		主起落架在跑道口上方		跑道入口至主起落架接地点－无拉平（英尺）
	下滑航迹（度）	机身姿态（度）	飞行员视线高度（英尺）	主起落架高度（英尺）	
-600	2.5	4.1	49	33	763
	3.0	3.7	49	33	636
-700	2.5	4.2	49	33	749
	3.0	3.7	48	33	624
-800	2.5	2.9/4.1	49	33/32	753/725
	3.0	2.4/3.6	48	33/32	627/604
-900	2.5	2.1	48	33	763
	3.0	1.6	48	33	635
-900ER	2.5	3.1	48	32	737
	3.0	2.6	48	32	614

非正常操作

本节说明与发动机失效进近相关的飞行技术。所讨论的技术可以减小工作负担、改善机组配合并增强飞行安全。然而，回顾与发动机失效飞行相关的非正常检查单，是理解该节的前提。

单发—故障消极防护飞机

AFDS 管理和相关程序与在正常 ILS 进近过程中使用的相似。也可以使用飞行指引仪（人工）或自动驾驶。单发失效 ILS 进近的最低气象条件在合适的 AFM 和/或各航空公司的《使用规定》中详细叙述。

注：如果发动机一开始即失效，经过对该情况的配平，飞机已验证符合飞行指引仪或单自动驾驶操作飞至 I 类最低高度的要求。除了有故障后可操作的自动驾驶仪的飞机外，不授权在发动机失效时使用双通道自动驾驶。

使用单套自动驾驶仪或飞行指引仪（人工）进近过程中，飞行员必须使用方向舵脚蹬压力来控制偏航，然后进行方向舵配平，以使飞机在整个进近过程中处于配平状态。驾驶盘位于中间则表明配平正确。

注：不建议在单发不工作进近时使用自动油门。

将油门杆运动减至最小以减少不对称和速度的变化。在截获下滑道之前，飞机构型变化无需改变推力。

在襟翼 5 速度时以襟翼 5 切入航向道。下滑道移动时，放出起落架，将襟翼放至 15，设定五边进近速度并减速。

一旦系统性能达不到要求，应准备人工接管操纵。

单发—故障后可操作的飞机

在单发时，仅允许在襟翼 30 的进近中使用自动着陆操作。AFDS 管理和相关程序与正常 ILS 进近中使用的相似。参考 FCOM 中的 PI 章获得襟翼 30 起落架放下，单发的相关性能。如果襟翼 30 的性能不令人满意，需要进行襟翼 15 单发着陆。在襟翼 15 时并不批准进行自动着陆操作。在适用的 AFM 和/或使用者的使用规定或相同的资料中规定了单发不工作 ILS 进近的最低气象条件。

注：当 LAND 2 或 LAND 3 显示后，对于授权的用户，建议单发进近使用自动油门。

以襟翼 5 及襟翼 5 速度切入航向道。当下滑道移动时，放起落架，放襟翼至 15。下滑道道截获后，选择襟翼 30，速度设置到 VREF30＋5 海里/小时。

关于单发进近中对偏航控制的讨论，参考该章后面的单发，方向舵配平－所有仪表进近一节。

准备好在系统性能不令人满意时，人工接管操纵。

在对正跑道的过程中要考虑单发造成的影响以确保在接地时，顺风一侧的机翼不会偏低。如果侧风是从失效发动机一侧吹来，其引起的侧滑要求侧航。这样就保证了“机翼水平”进近。对于从非失效发动机一侧吹来的中等或强烈的侧风，不会引起侧滑，因为失效发动机一侧高起的进近构型保证了顺风机翼偏低的接地特性。

单发，方向舵配平-所有仪表进近

对于故障消极保护的飞机，飞行员必须使用方向舵脚蹬压力控制偏航，随后用方向舵配平保持所有进近中的配平状态。着陆减推力前不需要人工中立方向舵配平。

对于故障后可操作的飞机，在双套自动驾驶进近的过程中，飞行员必须使用方向舵脚蹬压力来控制偏航，接着用方向舵配平来保持一个配平状态直到显示 LAND 3 和 LAND 2。当显示 LAND 3 或 LAND 2 时，方向舵输入由自动驾驶控制。当自动驾驶在 VOR/LOC 或 ROLLOUT 模式时，方向控制（偏航）不受方向舵配平的影响。但是方向舵配平仍在工作，自动驾驶仪抵消人工方向舵配平输入。如果机组使用方向舵配平，自动驾驶仪断开时会发生无法配平的情况，这可能导致飞机的操纵问题。鉴于此，任何时候只要显示 LAND 3 或 LAND 2，不推荐使用人工方向舵配平。

可以将方向舵配平设置为零，以便在推力减小时进行方向控制。此步骤应在高于机场标高（AFE）500 英尺完成，这样监控中的的驾驶员才有足够的时间执行其它任务并做出适当的高度喊话。

如果工作发动机上的推力在接地时减至慢车，那么在着陆之前使方向舵配平居中，就可以减轻大部分的方向舵脚蹬压力。方向舵配平不会影响满舵效能和方向舵脚蹬转弯能力。

将方向舵配平居中的做法是不可取的，这是由机组的工作负担和复飞的可能性造成的。然而，如果在方向舵仍保持配平的状态下接地，应准备增大方向舵脚蹬上的力，以使飞机在着陆进近的滑跑时保持在跑道中心线上。

五边进近单发

737－600，737－700

如在最后进近中，襟翼在着陆位置时出现单发，应立即做出继续进近或执行复飞的决断。如果继续进近且有足够的推力可用，用着陆襟翼继续进近。如果继续进近且没有对应于着陆襟翼的足够推力，收襟翼到襟翼15 并调整工作发动机的推力。指令速度应比先前设置的襟翼 30 或襟翼40 基准速度（VREF）增加 15 海里/小时的速度。该速度至少与襟翼 15的基准速度（VREF）相同。如果时间和条件允许，按需增加风增量。

737－800 - 737－900ER

如在五边进近中，襟翼放在着陆位置时，出现单发，应立即做出继续进近或执行复飞的决断。如果继续进近且有足够的推力可用，使用着陆襟翼继续进近。如果继续进近且没有对应于着陆襟翼的足够推力，收襟翼到襟翼 15 并调整工作发动机的推力。指令速度应比先前设置的襟翼 30或襟翼 40 基准速度（VREF）大 20 海里/小时。该速度至少与襟翼 15的基准速度（VREF）相同。如果时间和条件允许，按需增加风增量。

注： 对于故障后可操作的飞机，如果在低于警戒高度（AH）单发失效，自动着陆和着陆滑跑可以继续。

如果要求复飞，除在一开始使用襟翼 15 外，如果后缘襟翼在 30 或 40，执行复飞程序。而后在安全高度和平飞中或小梯度爬升时完成随后的收襟翼动作。

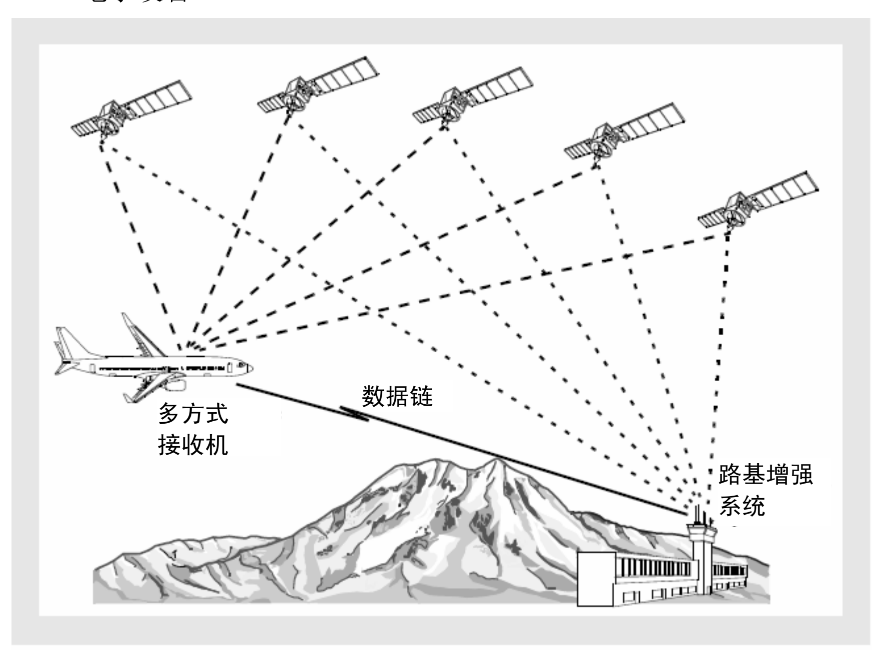
GLS 进近（如安装）

根据路基增强系统（GBAS），航空业逐渐发展了定位和着陆系统。GBAS着陆系统（GLS）将卫星和地面导航信息结合在一起，为进近和着陆制导提供最精确的和稳定的位置信息。

概述

GLS 包括三个主要的要素：

- 支持全球导航定位的全球卫星分布（如 U.S GPS）
- GBAS 使用可进行 GLS 进近的机场附近的本地导航卫星修正信号定义进近航路。
- 每架飞机上根据卫星和 GBAS 信号处理和提供制导和控制的航空电子设备。



GLS 进近程序和技巧和 ILS 是完全相同的。即使许多必须做 ILS 进近的关键区域在做 GLS 进近时不受保护，与现用的 ILS 系统相比，GLS 进近仍然特别平稳。没有电波弯曲，没有 FMC 频率干扰，没有前方飞机的干扰，没有在跑道附近需要避免飞机的地面区域。

GLS 进近被批准于 I 类进近的最低标准并已经在自动落地和滑跑中被演示。

进近

GLS 所需的 MCP 方式选择动作与 ILS 相同。在 FMC 中选择 GLS 进近并调谐 GLS 频率来选择 GLS 进近，与之相对应的是 ILS 进近中选择 ILS 进近并调谐 ILS 频率。

除了 GLS 作为导航参考显示在 PFD 上，其余的 GLS 指示与 ILS 完全相同。

机组进行 GLS 进近飞行的动作与进行 ILS 进近的相似。注意，GLS 进近的正常和非正常程序与 ILS 进近的正常和非正常程序一致。

非-ILS 仪表进近

非 ILS 进近定义如下：

- RNAV（区域导航）进近－一种依靠飞机区域导航设备作为导航引导的仪表进近。波音飞机上的飞行管理系统（FMS）是经过 FAA 认证的 RNAV 设备，可参照 FMS 位置提供水平和垂直引导。FMS 使用多套传感器（如安装）进行位置更新，包括 GPS（全球定位系统），DME-DME（测距仪-测距仪），VOR-DME（特高频全向信标台-测距仪），LOC-GPS（着陆航向信标台-全球定位系统）和 IRS（惯性基准系统）。
- RNAV 目视进近— 一种依赖飞机导航设备来让飞机对准能目视的五边的一种目视进近。这种进近在 FMC 中选择，并且到达目视阶段前飞行方法和 RNAV 进近相同。
- GPS（全球定位系统）进近－针对将独立 GPS 接收器作为首要导航引导方法的飞机而设计的进近。FAA 已核准，如果使用 0.3 或更小的 RNP 值，则 FMS 作为首要导航制导方法的波音飞机也可以实施 GPS 进近。

注：如果不是自动提供，需要人工输入 FMC 0.3RNP。

- VOR（甚高频全向信标台）进近
- NDB（无方向信标）进近
- LOC（着陆航向信标台），LOC-BC（反航道），LDA（航向信标式定向设备），SDF（简易定向设备），IGS（仪表引导系统），TACAN（战术空中导航系统）或相似进近。

非 ILS 进近通常使用 VNAV 或 V/S 俯仰模式或综合进近导航（IAN）。相关的《操作手册》（FCOM）程序中提供了建议横滚模式。

非 ILS 仪表进近-概述

在过去的几十年时间里，曾发生过很多 CFIT（受控飞机撞地事故）以及与非 ILS 进近和着陆相关的不稳定进近事件和事故。其中很多都可以通过使用连续下降最后进近(CDFA)方法避免。进行非盲降进近的传统方法包括设定五边进近的垂直速度，在分段下降高度（如适用）和最低下降高度改平，然后过渡到目视五边进近阶段并着陆。这些传统方法包括在低高度改变飞行航迹，与进行 ILS 进近的方法不同。此外，这些传统方法通常需要机组具备比普通 ILS 进近更高的技术、判断和训练水平。

下列段落说明了进行非 ILS 连续下降最后进近的方法。这些方法可以进行恒定角度进近，从而减小机组错误和受控飞机撞地（CFIT）事故的可能性。一旦建立了对跑道环境的合适的目视基准，这些方法还可以使机组更容易地获得稳定进近至着陆。

使用 VNAV，IAN 或 V/S 的典型仪表进近，正如说明所述，假设进近的所有准备，例如对进近程序的回顾和最低高度的设定以及无线电调置，都已完成。所列程序通常着重于机组行动和航空电子设备信息。为了符合当地交通和空中交通的要求，可以修正飞行航线。

下列讨论是假设正在进行一个仪表直线进近。如果 MCP 高度根据绕场进近程序设定，可在使用 VNAV 或 V/S 的仪表进近后实施绕场进近。

进近类型

对于未装备综合进近导航（IAN）的飞机来说，垂直导航（VNAV）是完成飞行管理机算计（FMC）的 LEGS 页上所规定的相应垂直航迹的非 ILS 进近的首选方法。“VNAV 的使用一节”提供了一些获得相应航道的方法，包括已颁布的下滑道，必要时还有飞行员构建的航道。V/S 可以用作完成非 ILS 进近的备用方法。

有 IAN 的飞机可以用方式控制面板（MCP）的 APP 电门进行非 ILS 进近，这种进近有 FMC LEGS 页面上定义的适当的水平和垂直航迹。在按 FMC 下滑道进近时，使用 IAN 的进近提供与 ILS 进近相似的功能、指示、和警告特性。尽管使用 LNAV 和 VNAV 的非 ILS 进近仍能执行，但由于改进的进近显示，警告和标准程序的关系，通常使用 IAN 代替 LNAV 和 VNAV。

进近期间使用自动驾驶

实施非 ILS 进近时，优先选择自动飞行。自动飞行可以降低机组的工作负担，便于对程序和航迹进行监控。非 ILS 进近时，使用自动驾驶仪可以使航道和垂直航迹跟踪更加准确，降低无意地低于航迹偏航的可能性。因此建议在五边进近阶段建立合适的目视基准之前使用自动驾驶仪。

在仪表气象条件（IMC）下人工实施非 ILS 进近会增加工作负担且不能提高效率与享受自动系统带来的保护。然而，为了保证机组的操纵熟练性，飞行员可选择在目视气象条件（VMC）下不使用自动驾驶而使用飞行指引仪进行人工操作。

注： 目前，VNAV 航迹（VNAV PTH）方式没有航迹偏航告警。基于该原因，在建立合适的目视基准前应保持自动驾驶接通。

原始数据监控要求

在基于航向信标台的进近期间；必须在整个进近过程中监控 LOC、LOC-BC、LDA、SDF 和 IGS 以及适用的原始数据。

在基于非航向信标台的进近中，飞行管理计算机（FMC）被用来追踪航路或航迹（VOR，TACAN，NDB，RNAV，GPS 等），如果可行的话，建议监控原始数据。

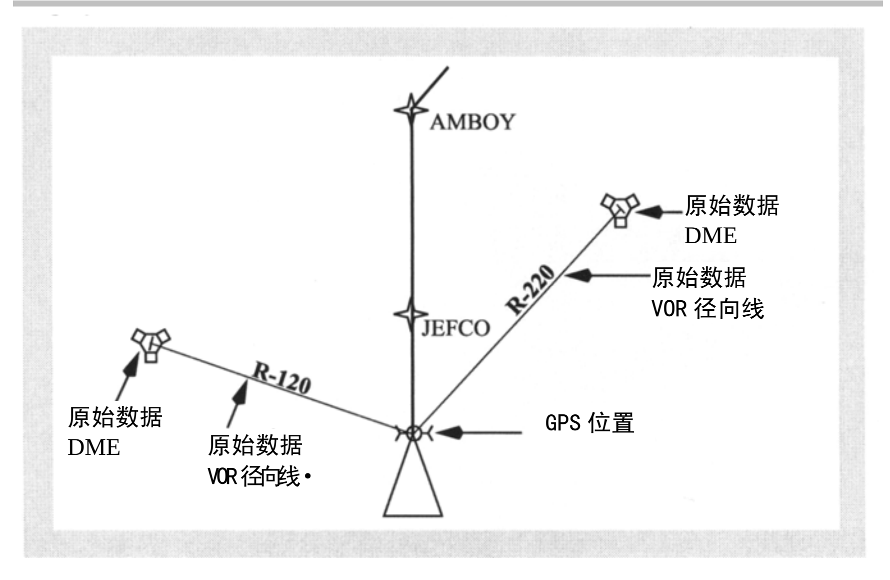
在一套 FMC，一套 IRU，或一套 DME 或一套 GPS 工作时，当在 FMC 进近时发生单独工作的 FMC，IRU，DME，或 GPS 故障的话，必需有一种针对复飞的类似 VOR/NDB 原始数据和/或雷达的非 FMC 导航方法可用，也必需有一种可用的非 FMC 进近。如果使用 GPS 更新的话，不必考虑剩下的单独 DME 故障。

在开始进近前为修正导航所做的原始数据检查可通过如下方式完成：

- 电子飞行仪表系统（EFIS）控制面板上按 POS 电门并将显示的原始数据电门和图上的导航符号相比较。例如：VOR 经向线和 DME 原始数据应覆盖地图上显示的 VOR/DME 台。且 GPS 位置标志应几乎与飞机标志的尖端（FMC 的位置）相一致。
- 在地图显示上显示 VOR 和/或 ADF 指针并用他们确认你对于地图显示的位置。

典型的导航显示

下图代表了选择 POS 的典型导航显示。



MAP 显示和原始数据

必须最大程度地使用地图模式。地图显示可以提供包括五边进近和复飞航线在内的进近平面图。地图可以增强机组对进近中进程和位置的了解。

当向台航迹没有对正跑道中心线时，地图尤其有用，它可以使飞行员清楚地确认所需的对正机动飞行种类。使用地图可以将进近航迹和机场区域内的气象雷达回波、地形或交通信息相结合。

注： 在适当时，将地图上的飞机位置与 ILS，VOR，DME，和 ADF 系统相比较，以此来发现可能的地图偏移错误。使用电子飞行仪表系统（EFIS）控制面板上可选的 POS 功能是进行该比较的建议方法。VOR 和 ADF 指针应在地图上显示。

RNAV 进近

如果使用的 RNP 等于或小于进近指定的 RNP 且与飞机飞行册（AFM）上的 RNP 能力一致时，可以进行 RNAV 进近。

与 RNP 相关的进近要求

在适当的操作许可下，按下列几条可进行需要 RNP 警告的进近：

- AFM 表明飞机以对所选的 RNP 进行了验证
- 至少一部 GPS 或一部 DME 工作
- 任何操作说明或选定的航站区程序中规定的额外的 GPS 或 DME 要求都必需满足。
- 当在下列 RNP 值，或更小的 RNP 下操作时：

进近类型	RNP
NDB，NDB/DME	0.6 海里
VOR，VOR/DME	0.5 海里
RNAV	0.5 海里
RNAV(GPS)/(GNSS)	0.3 海里

- 在进近中无 UNABLE REQD NAV PERF－RNP 警告显示

LNAV 的使用

为在进近和复飞时使用 LNAV，LEGS 页面上一定会出现反应进近（和复飞）航路的正一系列相应的航段/航路点。建立这些航路点的方法有两种：

- 数据库选择
  - RNAV 和 GPS 进近要求使用该方法。通过 FMC 进场页面所选择的进近程序为选择适当的航路点提供最简便的方法。数据库中的程序与非-ILS 进近越障标准相一致。
  - 在五边进近定位点（FAF）和复飞点（MAP）之间不能增加或删除航路点。如果在数据库中没有将要进行的进近，可以选择有相同平面图的另一进近。例如，若 ILS 进近程序的平面图与 NDB 进近相同的话，可以选择 ILS 程序。在这种情况下，必需按需修正并检查航路点高度。当采用这种“覆盖”方法进近时，在进近中应监控原始数据以此来保证越障。

  注：如果数据库中包含所需跑道的 NDB 进近，则不可使用覆盖进近。

  - 如果在数据库程序中增加或删除航路点，则 FMC“进近”逻辑（如 FCOM 中所述）就会部分或完全失去作用且程序的 VNAV 越障完整性也可能会受到不利影响。如果想要一个额外的航路基准，使用 FIX 页且不要在 LEGS 页上修改航路点。
- 人工航路点输入
  - 由于潜在的地形间隔不足，对 RNAV 和 GPS 进近不应人工输入航路点，该方法也不应在过五边进近定位点后与 VNAV 一起使用。
  - 当 FMC 进场页面上没有程序可用时，可以人工输入一系列航路点以定义进近航路。利用数据库中航路点或助航设备的名称、与这些定位点的方位/距离、径向线交叉点或纬度/经度信息，可以方便地定义航路点。
  - 通常不可以人工输入程序转弯和 DME 弧（除非它们可以用一系列航路点定义）。这些转弯可能需要使用 HDG SEL。当切入向台航道时，如果飞机偏离预定航路，可能需要使用“DIRECT TO”或“INTERCEPT COURSE TO”。进近过程中必须持续监控原始数据。

    注：程序转弯和 DME 弧可能要求使用 HDG SEL。

LNAV 不能用于跟踪地图上显示的不是现用航路部分的定位点或径向线数据。可以在 FIX 页插入助航设备/航路点和适当的径向线，在地图上建立一条航路线，以此来帮助改进对情况的了解。相似的显示可以通过调谐适当的 VOR 并选择所需航道来建立。该方法仅在地图显示上提供参考信息。它们不在 LEGS 页上反映且不能用 LNAV 追踪。该方法仅在没有机会使用从导航数据库中选出的进近时使用，因此，该方法应在显示进近的正常方法无效时才被考虑。飞行员应当知道，显示的航线是 FMC 计算的航线，并不是原始数据的信息。

注： HDG SEL 应用于飞进近地面轨迹。

注： 在人工输入航路点时，使用速度干预（如安装）的 VNAV PTH 操作不可用。

如果导航数据库中的进近不可用，从 FMC 进场页中选择着陆跑道。跑道及相关的延长的中心线会显示在地图上，以此来帮助保持位置意识。

在低高度时，飞行员不应让自己过分“埋头”于 FMC 处理来建立地图显示。在工作负担较重的阶段，应使用原始数据 VOR，ILS，和 ADF 显示来避免注意力的分散。应避免在低于 10000 英尺 AGL 时构建地图。

VNAV 的使用

用 VNAV 的进近可以用任何 FCOM 程序中提供的建议的横滚方式来完成。

适合于 VNAV 进近的垂直航迹，约等于 3 度下滑角且在大约 50 英尺时穿越跑道入口的航径。为了获得这样的 VNAV 航迹，建议最大程度地使用导航数据库。对于指定 RNP 的进近，或使用 DA（H）的进近来说，除在适当时对航路点高度限制增加低温修正以外，不可对导航数据库中五边进近定位点（FAF）之后的航路点进行修正。对建立一个合适的五边进近航迹，导航数据库中有两种进近类型：

- 在 LEGS 页面上五边进近航段显示下滑航迹角度（GP）的进近。五边进近航段完全符合 VNAV 并按照五边进近分段下降高度（最低高度限制）。
- 未颁布下滑道角度的进近和跑道的进近末端跑道由一个跑道航路点（RWxx）定义或存在一个复飞定位点（MXxx 或一个有名称的航路点）。通常这些航路点显示约 50 英尺跑道入口穿越高度的限制且这些航路点可用于 VNAV 的“假设”。如果 RWxx 航路点高度限制与越 50 英尺不一致，则该航路点可用约 50 英尺的跑道入口穿越高度进行修正。

  注：跑道入口穿越高度通常需要输入四位数字。比如，以输入 0080 表示 80 英尺。

- 在以这种方式修正的进近中可以使用 VNAV；但是必须始终参考原始数据（VOR，NDB，DME，诸如此类）飞行，且必须遵守每个最低高度限制。当以这种方式人工建立五边进近时，不建议使用决断高度 DA（H）。
- 以适当的跑道入口穿越高度编码的 ILS 进近覆盖如 LOC 或 NDB 等其它进近。

VNAV 应仅用于有如下特性之一的进近：

- 在 LEGS 页面上对五边进近航段颁布的下滑航迹（GP）角
- 与跑道的进近末端一致的 RWxx 航路点
- 在跑道的进近末端之前的复飞航路点（例如 MXxx）。

这些特性允许建立正常的下滑道。在 LEGS 页面上带有跑道入口之前复飞点的 VOR 进近及单一的绕场进近不具备这些特性。

适当时，机组应该使用从批准的航路点高度限制表中查得的修正值进行低温高度修正。FMC 从导航数据库中获得其在 LEGS 页上显示的下滑航迹（GP）角度。下滑航迹（GP）角时以标准大气为基础，FMC 使用该角度计算用气压基准飞行的的 VNAV 航迹。当外界大气温度（OAT）比标准值低的话，真实高度比指示的高度低。因此，若不进行低温高度修正，则有效的下滑航迹（GP）角比显示在 LEGS 页上的值要低。当进行低温高度修正后，VNAV PTH 操作和程序调谐正常工作；然而，飞机遵循与进近相关的较高的下滑轨迹角（如可用）或由航路点高度限制定义的几何航迹。

注： 仅在 FMC 已安装几何航迹选项时，没低温修正才重新定义下滑航迹。参考适用的机组训练手册（FCOM）获取可选设备安装的信息。

五边进近时，VNAV 可以和激活的速度干预一起（如安装）使用，以此来减轻工作负担。通常不需要对五边进近航路点增加速度限制，因为不会增加安全性反而会带来额外的负担。并且会降低进行最后一刻进近变化的能力。但是，如果默认的值不合适，可能需要改变速度限制。

为了防止在五边进近前以 VNAV 下降时出现不必要的改平，在确保符合高度限制，高度截获之前，在方式控制面板（MCP）高度选择电门中重设下一个较低限制。

VNAV 进近时使用高度干预（如安装）

仅当 AFDS 在进近航迹之上进入 VNAV ALT 方式且必需继续下降时，高度干预才适用。如果进近时经过一个航路点，机组未能将 MCP 高度预调到一个较低高度，就会出现进入 VNAV ALT 方式的情况。如发生该情况，按需将 MCP 高度按适当情况设置为下一较低高度限制或决断高度（DA（H））或最低下降高度（MDA（H）），并选择高度干预。当选择 VNAV 高度干预后，重新计算航迹时，地图显示上的 VNAV 航迹偏离指示就会瞬间消失，而后会再现。

当进近逻辑生效时选择高度干预，通常的情况是当飞机排序通过第 1 个进近航路点之后，会指令在到达 VNAV 航径之前平飞，然后飞机截获 VNAV 航径。

注： 当 PROC HOLD 启用时，VNAV 高度干预通常会通过删除下一个航路点高度限制并开始下降的方式起作用。

当使用 VNAV PTH 或 VNAV SPD 时，选择高度干预将：

- 如果 MCP 高度超过了下一高度限制，删除下一个爬升或下降航路点高度限制
- FMC U10.6 更低版本时，如果 MCP 高度超过了下一高度限制，将删除进近高度限制。

当使用 VNAV ALT 时，选择高度干预：

- 如果高度限制在当前飞机高度 150 英尺内，选择高度干预可能会删除沿航迹的高度限制
- 不会影响其它高度限制

注：FMC U10.6 及更高的版本，使用 MCP 高度干预功能不会删去进近航路点高度限制。

非 ILS 进近－单发失效

在最后进近定位点之前和之后出现单发的机动与双发非 ILS 进近相同。

程序转弯和起始进近

以襟翼 5 和襟翼 5 机动空速穿越程序转弯定位点。如果通过控制显示组件（CDU）选择了完整的进场程序，则初始进近段可以使用 LNAV 和 VNAV 航迹或其它适当的方式来完成。

建立垂直航迹

本节说明了典型的五边进近垂直剖面（航迹）建立标准，因为这与使用 VNAV 进行仪表进近有关。该信息对于想使用 V/S 飞垂直航迹的飞行员也有所帮助。

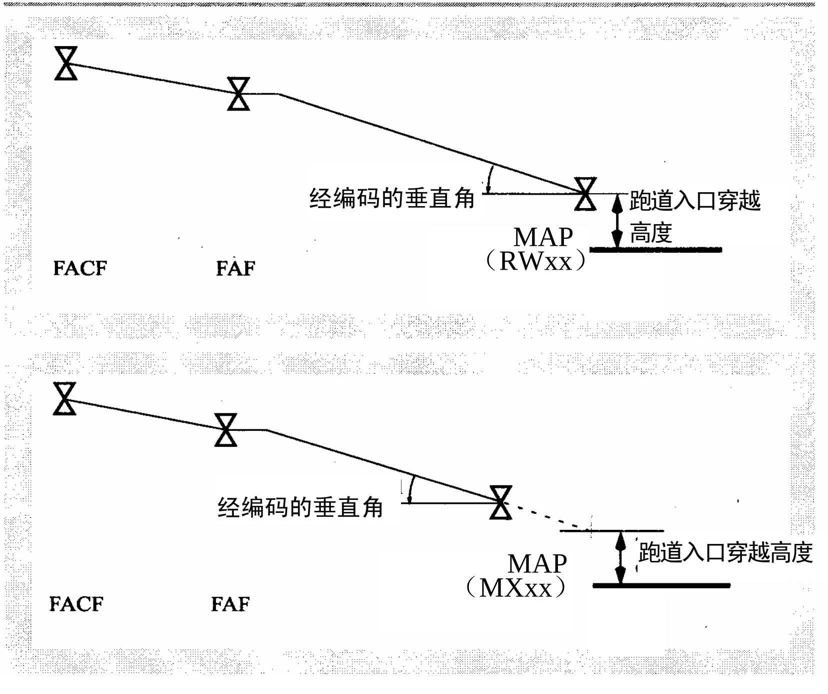
导航数据库中有下滑航迹（GP）角编码时，FMC 从复飞点（MAP）及其相关高度限制所在位置开始，朝着最后进近定位点（FAF）的方向向上和向下建立下降航迹。FMC 用已编码的 GP 角，也称垂直角来计算该航迹。MAP 在 LEGS（航段）页面上通常以 RWxx 或 MXxx 航路点表示。在某些情况下，也可将一个已命名的航路点用作 MAP。在导航数据库中，一个 GP 角针对所有直线进近程序进行编码。

该 GP 角一般由负责进近程序的管理机构定义，GP 角以恒定的飞行航迹角为五边进近航迹提供连续的下降且符合中间分段下降定位点的最低高度。通常 GP 角是大约 3.00°，但可在 2.75°至 3.77°之间变化。

沿着已编码的 GP 角、向上和向后朝向 FAF 的垂直航迹的投射，在垂直剖面的下一较高限定高度停止。该限定高度对以下几项的限制更严格：

- MAP 之前限制航路点上的“在”高度
- 对于选择的进近程序的第一个进近航路点
- FAF 之前在下一个“在或高于”限制航路点的穿越高度

下列图例显示了典型的 VNAV 五边进近航迹，即在导航数据库中有 GP 角。第一个图例显示了 RWxx 复飞航路点。第二个图例显示了在跑道之前有一个复飞航路点的 VNAV 五边进近航迹。注意，在第二种情况中，投射的航迹与跑道入口在大约 50 英尺处相交。但是，当飞机穿越复飞点时 VNAV 制导是平飞。这两个示例都是针对 FAF 处的“在”高度限制。



注：通常最后进近航道定位点(FACF)位于最后进近定位点(FAF)前约 7 海里的五边进近航线上。下列程序中所提到的 FAF 指的是绘制出的 FAF，意思是五边进近下降开始的那一点。

对于在 FAF 处有“在”限制高度的非 ILS 进近程序，可能会在 FAF 与五边下滑航迹之间有一段短平飞阶段（也称为 fly-off）。对于 ILS 程序，FAF 处的限制高度可以计算成下滑道的穿越高度。

对于五边进近定位点（FAF）及五边进近航线定位点（FACF）都以“在或高于”高度限制进行编码的程序来说，机组应考虑将 FACF 高度限制修订为“在”（严格限制）。这可以在 FAF 前形成较小角度的轨迹，这就允许了为放出襟翼和起落架而正常减速。例如：在上图中，如果 FACF 和 FAF 都包含“xxx/4000A”航路点限制，机组应在 FACF 将“4000A”改为“4000”，为更正常的减速而修改轨迹。

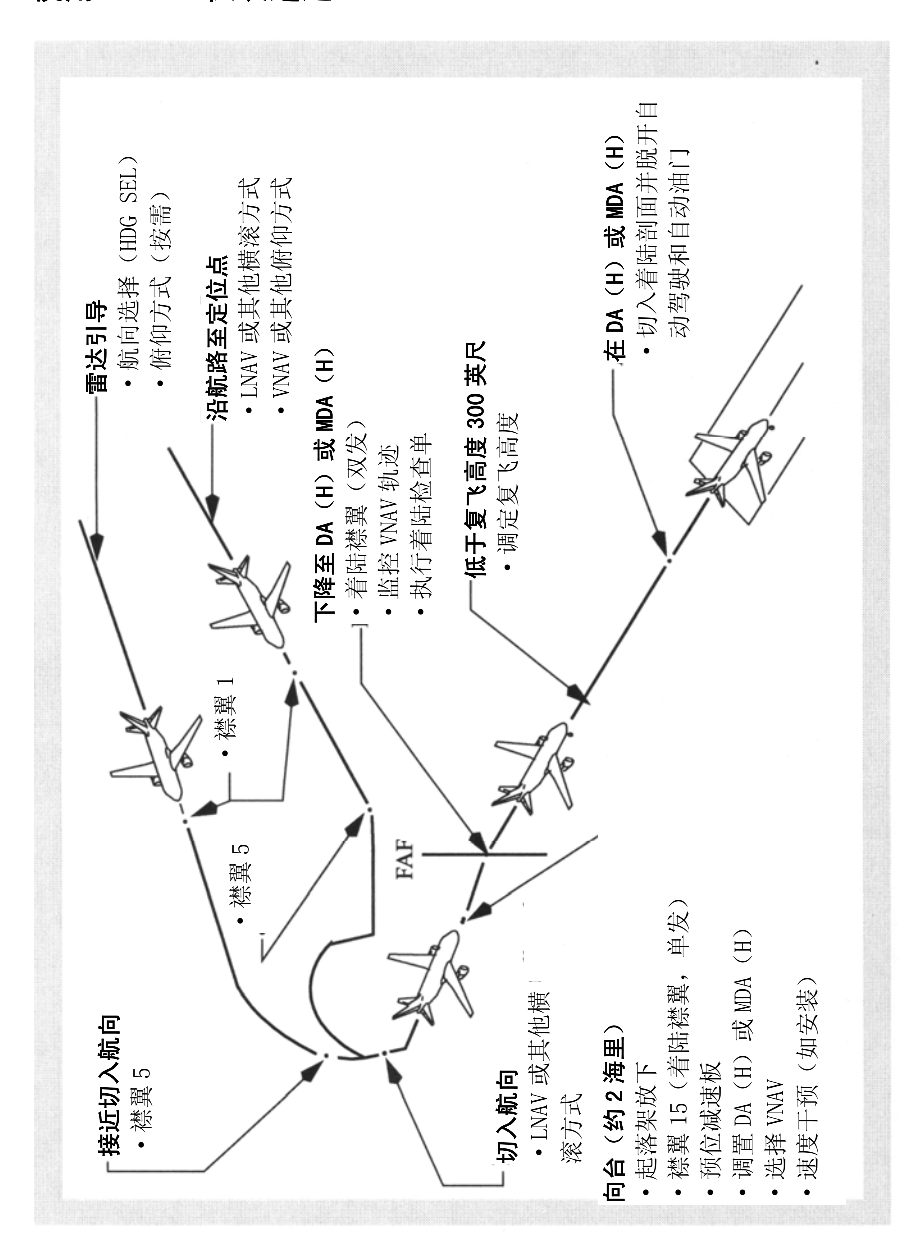
机组可以发现进近航迹建立的一些其它变化情况：

- FAF 有“在或高于”航路点高度限制的进近。GP 角通常在五边进近航线定位点（FACF）高度限制或巡航高度两者的较低者时终止。飞这种航迹时，飞机穿越 FAF 上方。
- 不止一个 GP 角时，例如 ILS 进近，飞机在当前航段使用 GP 角来确定 VNAV 进近航迹。在 LEGS（航段）页面上这些类型的航迹以两个 GP 角度值来表示，一个接近 FAF，另一个接近跑道（复飞点）。

注：当温度高于 ISA 标准时，已编码的 GP 角比正常情况要大；当温度低于 ISA 标准时，则比正常情况要平小。

注：有分段下降定位点的 ILS 进近，若在无下滑道（G/S OUT）的情况下飞行，可能会出现不满足颁布的最低高度的垂直角。这说明使用 VNAV PTH 可能导致略微向下偏离最低的分段下降高度，所以不建议使用 VNAV PTH。颁布的仅用航向道进近是与 VNAV PTH 相一致的。

使用 VNAV 仪表进近


雷达引导
• 航向选择（HDG SEL）
• 俯仰方式（按需）
沿航路至定位点
• LNAV 或其他横滚方式
• VNAV 或其他俯仰方式
下降至 DA（H）或 MDA（H）
• 着陆襟翼（双发）
• 监控 VNAV 轨迹
• 执行着陆检查单
低于复飞高度 300 英尺
• 调定复飞高度
在 DA（H）或 MDA（H）
• 切入着陆剖面并脱开自动驾驶和自动油门
• 襟翼 1
• 襟翼 5
FAF
接近切入航向
• 襟翼 5
切入航向
• LNAV 或其他横滚方式
向台（约 2 海里）
• 起落架放下
• 襟翼 15（着陆襟翼，单发）
• 预位减速板
• 调置 DA（H）或 MDA（H）
• 选择 VNAV
• 速度干预（如安装）

使用 VNAV 的进近准备

从 FMC 的进场页面选择进近程序。调谐和识别相应的助航设备。不要人工建立进近或在程序中增加航路点。如果需要增加额外的航路点参考，可以使用定位（FIX）页面。要得到正确的 LNAV 航路点顺序，应在雷达引导至五边进近时，选择直线切入航路至最后进近定位点（FAF）的航道。核实/输入正确的所需导航性能（RNP）并使用气压最低值调谐旋钮调定 DA（H）或 MDA（H）。如果对于进近最低高度要求使用最低下降高度 MDA（H），气压最低值调谐旋钮应设定在 MDA＋50 英尺，以确保若开始复飞，复飞中不会出现下降到最低下降高度（MDA（H））以下的情况。

注： 进近RNP值可通过三个来源之一确定：机组人工输入，FMC默认值，或导航数据库。人工输入优先于其它两个。如果导航数据库包含最后进近航段的RNP值，当航段现用时，会出现一个RNP值，如果先前航段没有相应的RNP值，则最后进近航段的RNP值会在至多在30海里前就出现。当在进近航路点2海里内，包括进近过渡，或高于目的地机场2000英尺以下时，FMC默认进近RNP值会出现（无人工输入或导航数据库值）

若可行的话，在进近基准页输入适当的风修正或使用速度干预。

使用 VNAV 过渡到仪表进近

有几种技术可以帮助确保平缓下降过渡到使用 VNAV PTH 的非 ILS 五边进近。

注： 最后进近定位点（FAF）通常是显示在 LEGS 页和地图显示上的恰好在五边进近段前的航路点。下面的讨论假设在向 FAF 下降时，在方式控制面板中设置了 FAF 高度限制。

如果以 LVL CHG 或 V/S 下降到最后进近定位点高度，或在 FAF 高度处于 ALT HOLD 方式时，在约距 FAF2 海里之前，在方式控制面板（MCP）上设置决断高度（DA（H））/最低下降高度（MDA（H））并接通 VNAV。如需要，也可以接通速度干预（如安装）。在五边进近中，飞机将以 VNAV PTH 方式下降。

若在五边进近前以 VNAV PTH 方式下降且情况允许在五边进近中连续下降的话，在对飞机进行进近和着陆设置时，可保持在 VNAV PTH 方式。飞机缓慢地自动达到当前襟翼设置所对应的机动速度。在 FAF 之前约 2 海里（刚好在五边进近航段前的航路点），在 MCP 上重新设置 DA（H）或 MDA（H），以此来防止改平。若需要，也可接通速度干预（如安装）。

如果以 VNAV SPD 方式下降，若飞机接近五边进近定位点（FAF）时处于或低于航迹，自动飞行指引系统（AFDS）将自动变换到 VNAV PTH 方式。在 FAF 之前约 2 海里，在 MCP 上重新设置 DA（H）或 MDA（H）。如果 AFDS 在 FAF 之前进入 ALT HOLD 方式，在 MCP 上设置 DA（H）或 MDA(H)并马上选择 VNAV。如果 VNAV ALT（如安装）在 FAF 之前已接通，在 MCP 上设置 DA（H）/MDA(H)并马上选择高度干预，以此来进行在五边进近航迹上的连续下降。如果高于航迹的偏离变得过大从而对完成稳定的进近产生了妨碍，那么就要执行复飞。

最后进近之前，必须在适当的高度限制（通常为下一个航路点的高度限制）下设置 MCP 高度，以确保在进近过程中下降时与进近最低高度一致。下一个航路点高度限制确定后，立即在 MCP 上重新设置之后的航路点高度限制以避免改平。然而，如果与高度限制不匹配，考虑改平或降低下降率以确保航路安全。

使用 VNAV 的五边进近

接近切入航向时，选择襟翼 5。当在切入航向上建立时，选择 LNAV 或其它适当的横滚方式。接近 FAF（大约 2 海里）时，选择起落架放下、襟翼 15。若使用速度干预的话就进行调速。在 MCP 高度窗内设定 DA（H）/MDA（H），选择 VNAV，并确保显示 VNAV 航路和相应的横滚方式。

注： 如果所需的高度不是以偶数的 100 英尺为增量，那么将 MCP 高度设定为高于高度限制最近的那个 100 英尺增量处或 MDA（H）。

当使用 LNAV 切入五边进近航道时，小角度的切入角或导致飞越的切入角会使五边进近航道的截获延迟。如果飞机不在五边进近航道上，不应穿越最后进近定位点（FAF）和开始下降。

注： 对于进近时(FAF 之前)过早形成垂直角(在 LEGS 页上的“GP”角)的进近程序，一旦垂直角建立，便可在 MCP 上设置 DA(H)或 MDA(H)。

在最后进近航迹上开始下降时，选择着陆襟翼，减速至五边进近速度，执行着陆检查单。如果进近图中的 FAF 太接近跑道而无法稳定进近，则考虑建立五边进近俯仰方式并早于操作手册（FCOM）程序的规定准备好进近和着陆构型。

当 MCP 高度设定为 MDA（H）或 DA（H）且飞机稳定在五边进近航迹上时，可以使用地图高度范围弧帮助确定目视下降点（VDP）。一旦飞机在复飞高度以下至少 300 英尺以 VNAV PTH 方式稳定在五边进近上时，将 MCP 高度设定在复飞高度。地图显示上的 VNAV 航迹偏离指示可以帮助监控垂直剖面。自动驾驶以 VNAV PTH 跟踪航迹，从而使飞机在 MDA（H）/DA（H）时到达或接近目视下降点。

注： 选择襟翼 15 或更大的襟翼之前，在大阵风的条件下以 VNAV PTH 下降，AFDS 可能会由于最小速度转换保护而从 VNAV PTH 转换到 LVL CHG。如果 MCP 高度设定在或高于 DA(H)或 MDA(H)，如果没有飞行员干预，飞机在到达 DA(H)或 MDA(H)时将改平，防止下降撞地。这将向 MCP 高度下降时下降率过大。如果超过 FAF 发生 AFDS 干预或者在一个需要使用 VNAV PTH 的航段，机组应立即开始复飞。

在 VNAV 进近时，建立五边下降后并且低于复飞高度 300 英尺，设定复飞高度。一些进近有低于穿越 FAF 高度的复飞高度。机组必须等到飞机至少低于复飞高度 300 英尺才在 MCP 板上设定复飞高度，以避免在五边进近下降时飞机发生改平。

使用 VNAV 进近时 MCP 高度设定

使用 VNAV PTH 进近，如果有颁布的下滑轨迹角，可以根据正常着陆程序中的着陆程序－使用 VNAV 仪表进近设定 MCP。在 FAF 高度前 MCP 设定为 DA(H)/MDA（H），在五边进近时重置为复飞高度。

对于 IAF 和 FAF 之间航路点分布比较紧密的仪表进近，用户可以允许机组，经过相关的训练，初始设定 FAF 进近，当接近 FAF 高度，可以根据正常程序设定 MCP。

对于 IAF 和 FAF 之间有颁布的下滑轨迹角的进近，切入颁布的下滑轨迹角时，MCP 可以设定为 DA(H)。

决断高度（DA（H））或最低下降高度（MDA（H））

如果经相应管理机构特别批准，可按照以下最低标准实施进近：

- 颁布的 VNAV DA（H）
- 颁布的 MDA（H），用作决断高度

如果以上任一最低标准未经特别批准，则使用为仪表程序规定的 MDA（H）。

下图说明了包含使用 LNAV/VNAV 进近或仅 LNAV 进近的 DA（H）及 MDA（H）最低标准的进近程序。

	STRAIGHT-IN LANDING RWY 28R				CIRCLE - TO - LAND	
	LNAV/VNAV DA(H) 720'(709')		LNAV MDA(H) 1000'(989')			
		ALS out		ALS out	Max Kts	MDA(H)
A	2	2 1/2	RVR 40 or 3/4	RVR 60 or 1 1/4	90	1000'(989') - 2 1/2
B	2	2 1/2	RVR 50 or 1	1 1/2	120	1000'(989') - 2 1/2
C	2	2 1/2	2 1/2	3	140	1000'(989') - 3
D	2 1/4	2 1/2	2 1/2	3	160	1000'(989') - 3

注： 某些非 ILS 进近指定了一个 VNAV 决断高度（DA（H））。规章可能要求在 VNAV PTH 方式下使用自动驾驶以允许 DA（H）的使用。

当接近 DA（H）或 MDA（H）时，准备好脱开自动驾驶，脱开自动油门并着陆或立即执行复飞。

注： 如果使用最低下降高度（MDA（H）），若程序或管理机构要求，可能需要在 MDA（H）以上 50 英尺开始复飞以避免在复飞中下降到 MDA（H）以下。

在接近 DA（H）或 MDA（H）时，监控飞机的飞行员应扩大仪表巡视范围，包括外部目视标志。不要继续下降到低于决断高度（DA（H））或最低下降高度（MDA（H）），除非飞机所处位置可以正常进近至计划着陆的跑道，并且可以保持合适的目视基准。一旦到达 DA（H）或 MDA（H）时或在此后的任何时间，如果以上要求中有任何一点无法做到，应立即执行复飞程序。

建立好合适的目视基准后，保持下降航迹直至拉平。不要下降到目视下滑航迹以下。一旦飞机低于 DA（H）或 MDA（H），VNAV PTH 引导仍作为一种参考，而主要的进近引导方式是目视。

注：一旦通过复飞定位点，VNAV 航迹制导过渡到平飞。

使用垂直导航（VNAV）模拟仪表进近

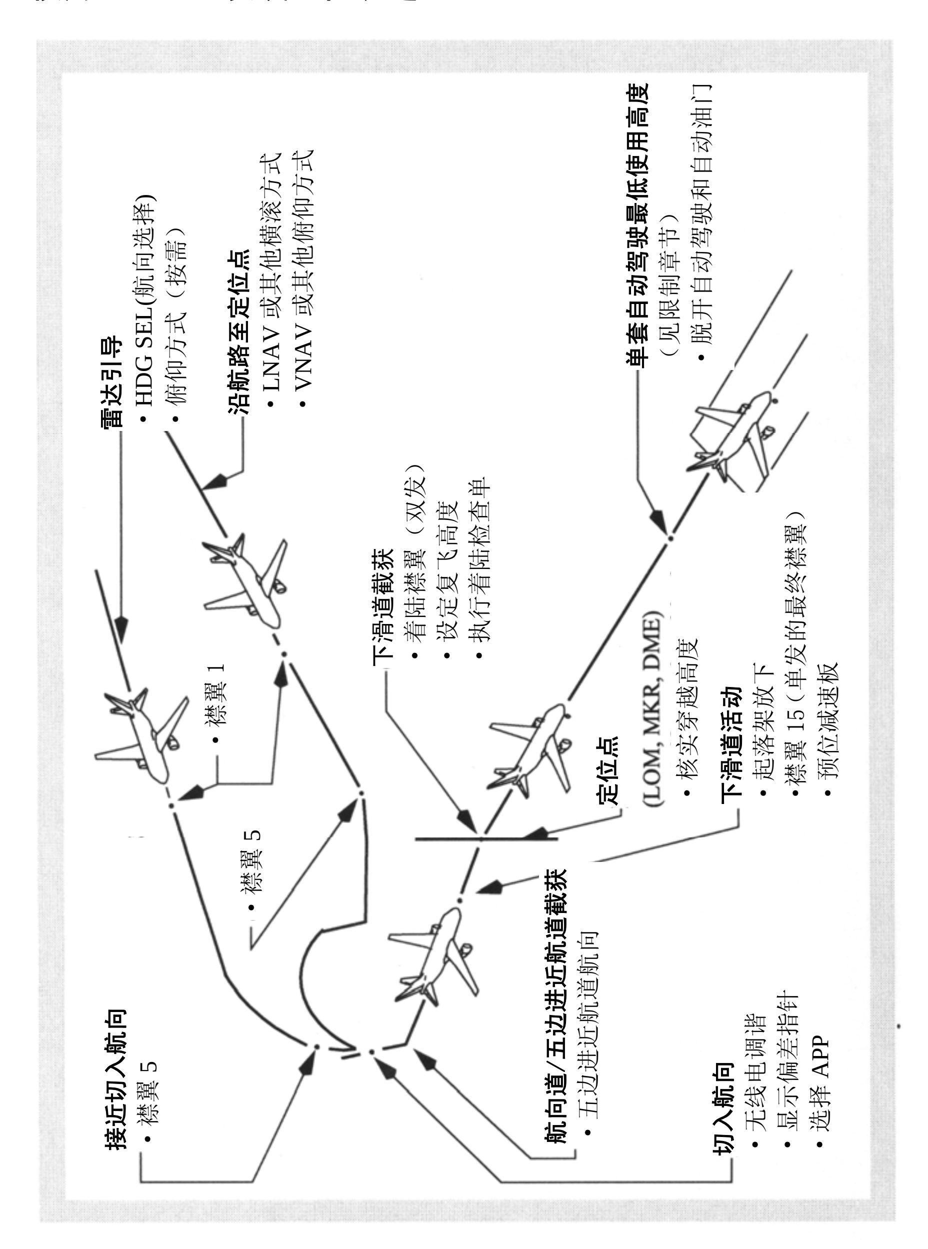
为了保持熟练程度,机组可以在实施ILS进近时,按下文练习使用VNAV程序的仪表进近：

- 确保 ILS 已调谐并识别，在整个进近过程中监控 ILS 原始数据
- 将 VOR/LOC 或 LNAV 作为横滚方式追踪航向道
- 用 VNAV 作为俯仰方式追踪下滑航迹（GP）角。进近图中的 GP 角通常与 ILS 下滑道角一致
- 在达到操作手册（FCOM）限制章节中规定的最低高时，脱开自动驾驶。

注：以上技术仅限于在目视气象条件（VMC）下使用。

外界温度高于 ISA 标准时，飞机保持略高于 ILS 下滑道的状态，外界温度低于 ISA 标准时，飞机则保持略低于 ILS 下滑道的状态。如果航向道或下滑道偏差不可接受时，不要继续使用此方法，人工追踪航向道和下滑道。

使用 IAN（如安装）仪表进近



IAN 的使用（如安装）—概述

图中的进近剖面描述了在使用综合进近导航（IAN）进近中机组采取的行动。由于使用 IAN 进近的技术与 ILS 进近技术相似，所以在该节的剩余部分中仅讨论 IAN 的特殊之处。图示的进近剖面假设已完成进近前的准备，如回顾进近程序和按需设定最低标准及无线电。

有 IAN 的飞机能使用 MCP APP 电门根据 FMC 上的飞行航路指引执行仪表进近。使用 IAN 的进近提供与 ILS 进近相似的功能、指示和警告特性。尽管使用 LNAV 和 VNAV 的非 ILS 进近仍能执行，但由于标准化的程序，IAN 一般被用来代替 LNAV 和 VNAV。

可使用 IAN 进行进近的类型：

- RNAV
- GPS
- VOR 进近
- NDB 进近
- LOC，LOC－BC，LDA，SDF，TACAN 或相似的进近。

注： 使用 IAN 的进近不被授权用于 RNAV(RNP) AR。

IAN 要求与限制

- 飞机必需装备飞行管理计算机（FMC）U10.5 或更新的版本以及综合进近导航飞行方式信号牌（IAN FMA）显示
- 批准进行双发或单发进近
- 导航数据库中 FAF 以上的航路点可能不能修改
- 对于 FMC 为 U10.7 或更早版本的飞机，不允许做低温高度修正。这是因为 AFM 不允许最后进近定位点的高度，或最后进近定位点与跑道间任何航路点高度有任何改变。
- 对于 FMC 为 U10.8A 或更新版本的飞机，允许对最后进近定位点，或最后进近定位点与跑道间的任何航路点做低温高度修正。但是该修正值必须在到达起始进近定位点前输入，且航路点具有“在或高于”高度限制。
- 在基于航向道的进近中要求监控原始数据。在基于 FMC 的非 ILS 进近中，建议在可行时按照本章非 ILS 进近一节对原始数据进行监控

• 不批准设定机场标高气压（QFE）操作
• 必需使用与进近相适合的 RNP

飞行方式显示和其它 IAN 装置

飞行方式信号牌（FMA）根据进近导航无线电或 FMC 使用的导航引导的来源不同而不同。
对基于航向道的进近：

进近	飞行方式信号牌（FMA）
G/S 不工作的 ILS，LOC，LDA，SDF	VOR/LOC 和 G/P
B/C LOC	BCRS 和 G/P

如果 FMC 用作水平（航道）引导

进近	飞行方式信号牌（FMA）
GPS,RNAV	FAC 和 G/P
VOR，NDB，TACAN	FAC 和 G/P

使用 IAN 的进近准备

IAN 可以与飞行指引仪，单套自动驾驶仪一起使用，或仅用原始数据飞。程序转弯，初始进近，和五边进近与 ILS 相似。

对基于 FMC 的进近，一系列适当的用来描述进近航线的航段/航路点必需出现在 LEGS 页上，这些进近航线包括合适的垂直航迹或下滑航迹（GP）角。显示在 LEGS 页上的 GP 角说明垂直航迹与最后进近分段下降高度（最小高度限制）相符合。适合于使用 IAN 进行进近的典型 GP 角是一个约 3 度的角度且以约 50 英尺高度穿越跑道入口。

必须在FMC中选择合适的程序。如果最后进近航道引导源自航向道，无线电必需调谐到适当的频率。如果最后进近航道引导源自FMC，不应调谐ILS或GLS。如果五边进近制导来自于FMC，那么无线电必须调谐至VOR频率。当飞没有下滑道或下滑道不可靠（LOC GS关闭）的航向道进近时，选择关断G/S(下滑道)提示符以确保按照FMC产生的下滑航迹飞行。

注：对于包括 B/C LOC 进近在内的所有进近，必须在 MCP 中设置向台前航道。

使用 IAN 五边进近

当截获航向并获得进近许可时，选择进近方式。在截获下滑道后设定复

飞高度。

直到下列情况出现才能选择 APP(进近)方式：

- 最后进近使用的引导已调谐并识别(按需)
- 飞机在向台截获航向
- 横向和垂直偏离指针以正确的位置出现在姿态显示上
- 已接收到进近许可。

注：IAN GP 是一个几何轨迹，可能与最后进近定位点前的 FMC 高度限制不一致，但是 IAN GP 位于或高于最后进近定位点与跑道间的所有高度限制。

偏差刻度与 RNP 成比例。与 ILS 航向道和下滑道偏离刻度相似，当飞机接近跑道时，IAN 偏离刻度变得更为敏感。

在 ILS 和使用 IAN 的进近中，IAN 飞机提供近地报警系统（GPWS）下滑道警告。在达到最大刻度的偏转前，当飞机偏离到下滑道（ILS）或下滑航迹以下时，GPWS 下滑道警告会提供相应指示。在进近中，任何时候发生完全垂直或水平偏离或发生 UNABLE REQ’D NAV－RNP 警告且未建立合适的目视基准，则必需执行复飞。

如果五边进近航道偏离跑道中心线，要求进行对正跑道中心线的机动。当建立合适的目视基准后，在对正跑道的机动中，应继续沿下滑航迹（GP）角飞行。

在自动驾驶接通且低于 100 英尺无线电高度时，发生 GPWS 音响警告，同时自动驾驶接通状态闪烁，以此来提醒机组自动驾驶必需在着陆前断开。

决断高度（DA（H））或最低下降高度（MDA（H））

如果经相应管理机构特别批准，可按照以下最低标准实施进近：

- 颁布的 VNAV DA（H）
- 颁布的 MDA（H），用作决断高度

如果以上任一最低标准未经特别批准，则使用仪表程序规定的 MDA（H）。

注：如使用 MDA（H）时，如果程序或管理部门有要求，可能有必要在 MDA（H）以上约 50 英尺处开始复飞，以防复飞过程中下降到 MDA 以下。

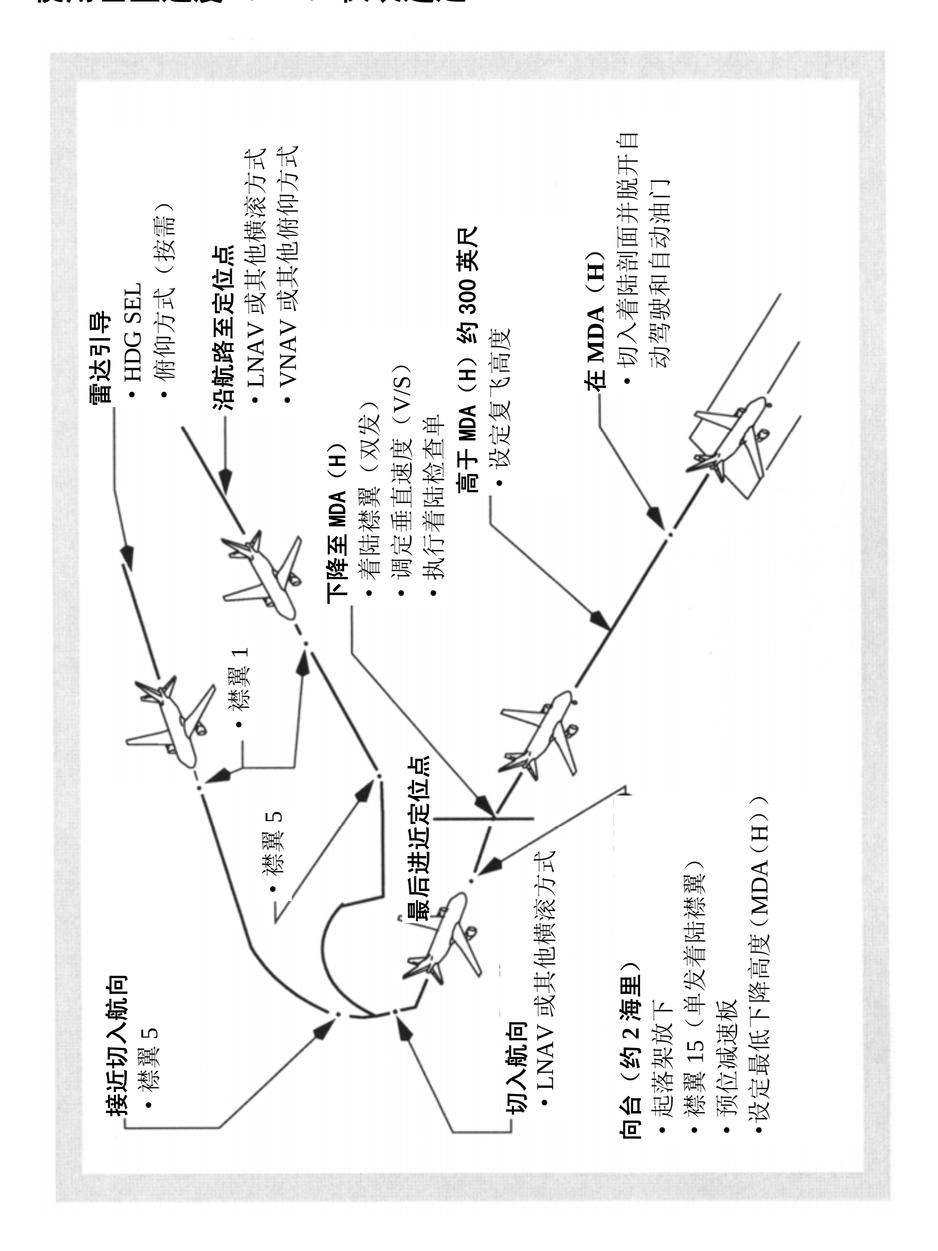
在接近 DA（H）或 MDA（H）时，监控飞机的飞行员应扩大仪表巡视范围，包括外部目视标准。除非飞机所处位置可以正常进近至计划的着陆跑道，并且可以保持合适的目视基准，否则不要继续进近低于 MDA（H）/DA（H）。一旦到达 MDA（H）或 DA（H）时或在此后的任何时间，如果以上要求中有任何一点无法做到，应立即执行复飞程序。

五边进近与 ILS 五边进近相类似，但是使用 IAN 的进近不支持自动着陆。因此当达到 DA（H）或 MDA（H）时，做好人工着陆或立即复飞的准备。如果继续进近，在不低于“使用手册” “限制”章规定的单套自动驾驶仪工作的最低使用高度，断开自动驾驶仪，脱开自动油门。

当建立合适的目视基准后，保持下滑航迹直到拉平。不要下降到目视下滑航迹以下。一旦飞机在 DA（H）或 MDA（H）以下时，下滑航迹引导仍可用作参考，进近引导的主要手段是目视。

注：一旦通过复飞定位点，则下滑航迹引导过渡到平飞。

使用垂直速度（V/S）仪表进近



使用 V/S 的进近准备

从 FMC 的进场页面选择进近程序。调谐并识别正确的助航台。如果需要额外的航路点基准，可以使用定位点（FIX）页面。当雷达引导向五边进近时，选择直线切入航道至五边进近定位点（FAF）。核实/输入正确的所需导航性能（RNP）并使用气压最低值调谐旋钮设定最低下降高度（MDA（H））。如果必须将 MDA(H)用作进近最低高度，气压最低值调谐旋钮选择应设定在 MDA＋50 英尺，以确保如果需要复飞时，在复飞中不会出现下降到 MDA（H）以下的情况。

使用 V/S 的五边进近

接近切入航向时，选择襟翼 5。当在切入航向上建立时，选择 LNAV 或其它相应的横滚方式。接近 FAF（大约 2 海里）时，选择起落架放下和襟翼 15 并调速。如果没有高度限制，可以在 MCP 高度窗内设定第一个过渡高度限制或 MDA（H）。

注： 如果所需高度不是以偶数的 100 英尺为增量，设置 MCP 高度至高于高度限制或 MDA（H）最近的 100 英尺增量。

开始下降至 MDA(H)之前，选择着陆襟翼，减速至最后进近速度并执行着陆检查单。如果图示的最后进近定位点（FAF）离跑道太近而不允许做稳定的进近，那就要考虑早于 FCOM 程序的规定，为进近和着陆建立最后进近俯仰方式和构型。

在 FAF 或在 FAF 之后，选择 V/S 方式并以合适的垂直速度下降到距跑道（目视下降点 VDP）有一段距离的 MDA（H），以完成正常的着陆剖面。开始选择相应的 V/S 时，若可行的话应考虑进近图（如有）中颁布的建议垂直速度。这些建议垂直速度随着飞机的五边进近时的地速变化。如果没有建议的垂直速度可用，则设定为约-700 至-800 英尺/分钟。

当飞机稳定在五边进近下降时，使用下列一种技术，可使最终垂直速度的增量变化较小，从而可以以恒定的角度下降至最低高度。在最低高度时不应出现平飞段。

可以使用若干技术以获得在目视下将点（VDP）或接近 VDP 处到达最低下降高度（MDA（H））的恒定角度的航迹：

- 最精确的技术是监控地图显示上的 VNAV 航迹偏离指示并调整下降速率以使飞机保持适当的航迹。该技术要求在航段页面上适当地定义了航迹且顶部的 GPx.xx 是为复飞点显示的，或者航段页面上有 RWxx，MXxx 或已命名的航路点，高度限制与跑道入口的穿越高度大约 50 英尺一致。运用此方法时，机组必须确保遵循五边进近航段（分段下降定位点）的每个最低高度限制。
- 选择一个将高度范围弧置于在或接近分段下降定位点或目视下降点（VDP）的下降速率。该技术要求在 MCP 内设定分段下降定位点或 MDA（H）且在颠簸状态下的应用可能会有困难。参阅"目视下降点"章节，可获取有关确定 VDP 的详细内容。
- 每海里下降300英尺以获得3度的航迹，确定与距跑道末端海里数相应的所需高于机场高度（HAA）。当与跑道的距离产生变化时监控飞机的飞行员（PM）可以报出建议高度（例如：900英尺－3海里，600英尺－2海里，等等）。当严重偏离正常航迹时，应以较小的增量调整下降率。

在目视下降定位点（VDP）准备好从 MDA（H）着陆或复飞。注意，在很多仪表进近中，从颁布的复飞点不能完成正常着陆。

在 MDA（H）以上约 300 英尺时，选择复飞高度。离开 MDA（H）时，断开自动驾驶并断开自动油门。将两台飞行指引仪（F/D）都关掉，然后再将两台飞行指引仪（F/D）都打开。这样就为两位飞行员消除了不需要的指令并允许在复飞情况下的飞行指引仪（F/D）引导。完成着陆。

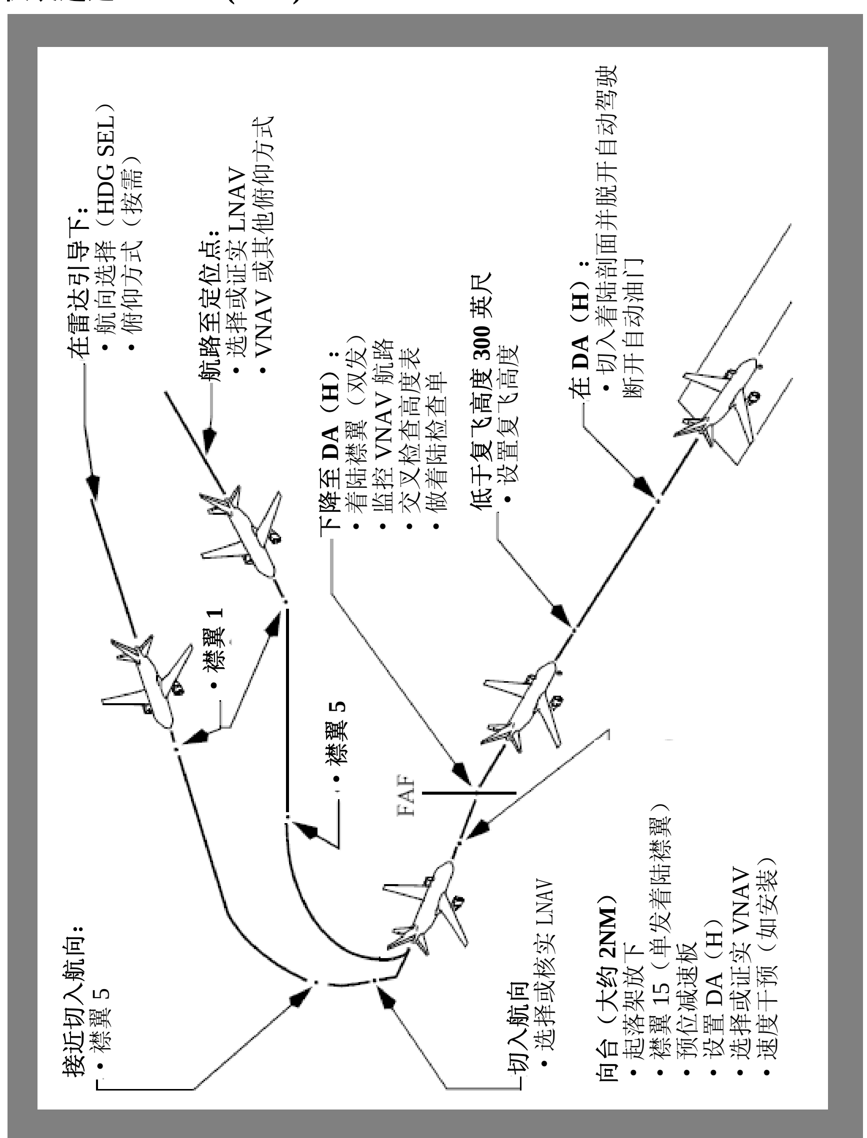
V/S 进近时，在高于 MDA(H)300 英尺时设置复飞高度以使用高度范围弧制导以防止高度截获和不稳定进近。不像使用 VNAV 的进近，不存在发生 VNAV ALT 的问题。由于没有低于航路警告，建议尽可能长时间地保持 MDA(H)设定以帮助防止不经意地下降到 MDA(H)以下。

最低下降高度/高（MDA（H））

在接近 MDA（H）时，监控飞机的飞行员应扩仪表大巡视范围包括外部目视标志。除非飞机所处位置可以正常进近至计划的着陆跑道，并且可以保持合适的目视基准，否则不要继续进近至 MDA（H）以下的高度。一旦到达 MDA（H）时或在此后的任何时间，如果以上要求中有任何一点无法做到，应立即执行复飞程序。

当建立了合适的目视基准后，保持下降航迹直至拉平。不要下降到目视下滑航迹以下。

仪表进近 -RNAV (RNP) AR



仪表进近−RNAV(RNP) AR−概述

附录 A.2.7

该节仅适用于经许可进行RNAV (RNP) AR仪表进近的用户。

使用RNAV(RNP) AR的进近准备

从FMC进场页面上选择进近程序。如果初始进近定位点（IAF)有一个"等于或高于"的高度限制，可以使用相同的高度将其变为"等于"该高度的高度限制。只要不超过最大颁布速度，可允许进行速度修改。位于IAF上或在IAF之后时，不应进行其它水平或垂直修正。

开始进近前，机组必须下达进近简令并完成所需准备。这些包括，但不限制于下列可能包含在进近回顾卡片或其它简令辅助中的项目：

- 开始进近前，设备必须是工作的
- 从导航数据库中选择进近程序，通常不进行修改

注：如果条件允许的话，当ATC允许机组直接进入定位点时，除非定位点刚好位于定位点（RF）航段之前，或者定位点是这个程序的最后进近定位点（FAF），否则修改为直飞（direct-to）或切入至航道（intercept-course-to ）都是可以接受的。

- 对于没有装导航性能刻度（NPS）的飞机来说，五边进近段中，一名飞行员应将地图显示调整至10海里或更小的范围以监控航迹跟踪。
- 如果飞机装有导航性能刻度（NPS），机组可根据自己的需要设置地图显示范围
- 至少选择打开一侧的地形 （TERR)显示
- RNP进程页面显示在CDU上（按需）。如果飞机装备了导航性能刻度（NPS），机组可根据其判断来决定是否选择CDU页面。
- 按需抑制导航无线电更新。VOR/DME 更新必须始终处于关断（OFF)位。必须按需抑制DME-DME更新。

注：在美国空域或其它经证实DME定位精确的空域中，不需要抑制DME-DME。

机组必须选择或核实进近RNP。如果进近程序中有多个颁布的RNP值，通过放行获得的或传送给机组的RNP可用预测值能帮助机组确定可使用的最低RNP值。机组应注意RNP值可用性中断是否会影响选择颁布RNP值。由于卫星信号中断，地形阻隔或其它因素引起的RNP可用性限制有时会影响小数值RNP的可用性（小于0.15海里），但几乎不会影响大于0.15海里RNP的使用。如果天气情况允许，机组应选择最大可用RNP值。天气允许的情况下，如果FMC上的进近默认RNP值为0.3海里，并且是程序中颁布的RNP值，则应使用该RNP值，从而使FMC能自动选择进近RNP，且如果需要复飞时，变为复飞RNP值。机组输入RNP值能防止RNP值自动改变，一直到机组删除RNP的输入。

如果飞机装有导航性能刻度（NPS），飞行机组可输入125英尺的垂直RNP。当进近图表上没有颁布的垂直RNP值时，由于ANP始终至少要保持50英尺，因此当出现75英尺或略小于75英尺的偏离时，使用125英尺垂直RNP会出现琥珀色NPS偏离量过大警戒。

开始进近前，应确保所需导航性能不可用-RNP（UNABLE REQD NAV PERF-RNP）警戒信息不会出现。如果高度设置快速改变，刚好在开始进近前，机组应获得更新。

在达到初始进近定位点（IAF)前应选择LNAV。如果有雷达引导，当建立在至五边进近航道的切入航向时，选择LNAV。LEGS页面上显示下滑航迹（GP)角的所有航段，VANV PTH必须接通，且必须在接近五边进近定位点（FAF）或更早时进行选择。

使用RNAV (RNP) AR的五边进近

当在五边进近航迹上开始下降时，选择着陆襟翼，减速至五边进近速度，并执行着陆检查单。当存在大风时，必须遵守颁布在进近图表上的速度限制，使较小的半径至定位点（RF)航段上能有足够的坡度角裕度。当在短半径RF航段飞行时,除非由于大顺风或高速度造成地速非常高，否则坡度角几乎不会超过15度。

FMC和警戒系统监控位置的精确性和完整性（也称为实际导航性能），因此机组不需要监控GPS信号接收或监控ANP。进近过程中，如果由于GPS接收器或卫星位置数据丢失而导致GPS信号丧失，ANP值会增大且出现所需导航不可用（UNABLE REQD NAV-RNP）警戒信息。ANP是FMC根据接收机自治完好性检测器（RAIM)， 更新方法或其它因素计算所得出的，ANP值一直处于波动状态。只要ANP不超过RNP，机组没有任何实际或可靠的方法来判读ANP的波动。如果ANP值增大至超过RNP值，会出现所需导航性能不可用-RNP（UNABLE REQD NAV-RNP）警戒信息。

一旦建立在五边进近上，RNAV (RNP)进近类似于其它使用LNAV和VNAV的非ILS进近。

RNAV（RNP）AR 最大水平和垂直偏离操作

基于RNP的进近操作通常是根据水平容许度标准而设计的，该标准等于颁布程序RNP值的两倍。考虑到偏航误差，为了提供一个足够的安全裕度，机组应将航道保持在1.0 x RNP内。例如，RNP 0.15的进近有一个0.30海里的水平容许度限制，和0.15海里的水平偏离限制。在垂直方向上，航迹的偏离限制通常为75英尺，除非对进近进行了特别说明，否则该偏离限制仅应用于五边进近定位点（FAF)至复飞点之间的范围。在FAF前，低于航迹的垂直限制由位于进近图表上颁布的下一个（现用）航路点上的最低高度决定。如果偏离出现在航迹的上方，机组应使用稳定进近的标准以确定是否需要使用复飞。

对于没有导航性能刻度（NPS)的飞机，机组必须参阅FMC进程页面以获得进近中有关偏航误差（XTK）和垂直误差（VTK）的说明。建议操纵飞机的飞行员和监控飞机的飞行员同时使用地图显示来监控航迹。在五边进近阶段至少一个飞行员必须把地图显示在10海里范围内。如果和品红色线有任何过度的偏移，这个范围将允许监控位置趋势矢量和航迹线。如果出现偏离且没有立即修正回航道，监控飞机的飞行员应参考FMC进程页面并通知操作飞机的飞行员是否达到最大允许偏离。不建议将注意力完全集中在FMC偏离指示上。

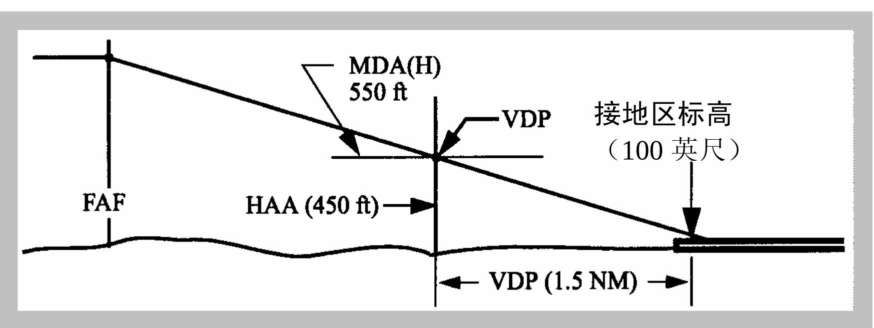
对于有导航性能刻度（NPS)的飞机，机组可参阅NPS偏离指示。NPS水平和垂直偏离量的最大刻度等于FMC RNP值。如果偏离接近限制，需要立即修正回原有航迹。如果偏离超出限制或出现琥珀色偏离警戒，除非机组有合适的目视基准以继续着陆，否则需要进行复飞。万一复飞时复飞偏离量过大，机组必须继续修正至并保持所需航道持。

目视下降点

对于非 ILS 进近，目视下降点（VDP）被定义为在五边进近过程中，当建立了合适的目视基准后，一处可以从 MDA（H）正常下降至跑道接地点的位置。如果飞机到达 VDP，由于继续至正常接地所需的飞行航迹调整很小或不需要调整，因此更容易获得稳定的目视段。

在一些非 ILS 进近图中，VDP 用“V”符号表示。“V”符号下方显示到跑道的距离。如果没有给定的 VDP，机组则可以通过确定 MDA（H）高于机场（HAA）的高度来确定开始目视下降的点，使用每 1 海里下降 300 英尺的下降。

在下面的例子中，550 英尺的最低下降高度（MDA（H））与 100 英尺的接地区标高之间有 450 英尺的高于机场高度（HAA）。在每海里 300 英尺的下降航迹中，距跑道 $1^1/_2$ 海里处的点是开始目视下降的点



大多数 VDP 与跑道的距离在 1 至 2 海里之间。下表提供了更多的例子：

HAA（英尺）	300	400	450	500	600	700
VDP 距离，NM	1.0	1.3	1.5	1.7	2.0	2.3

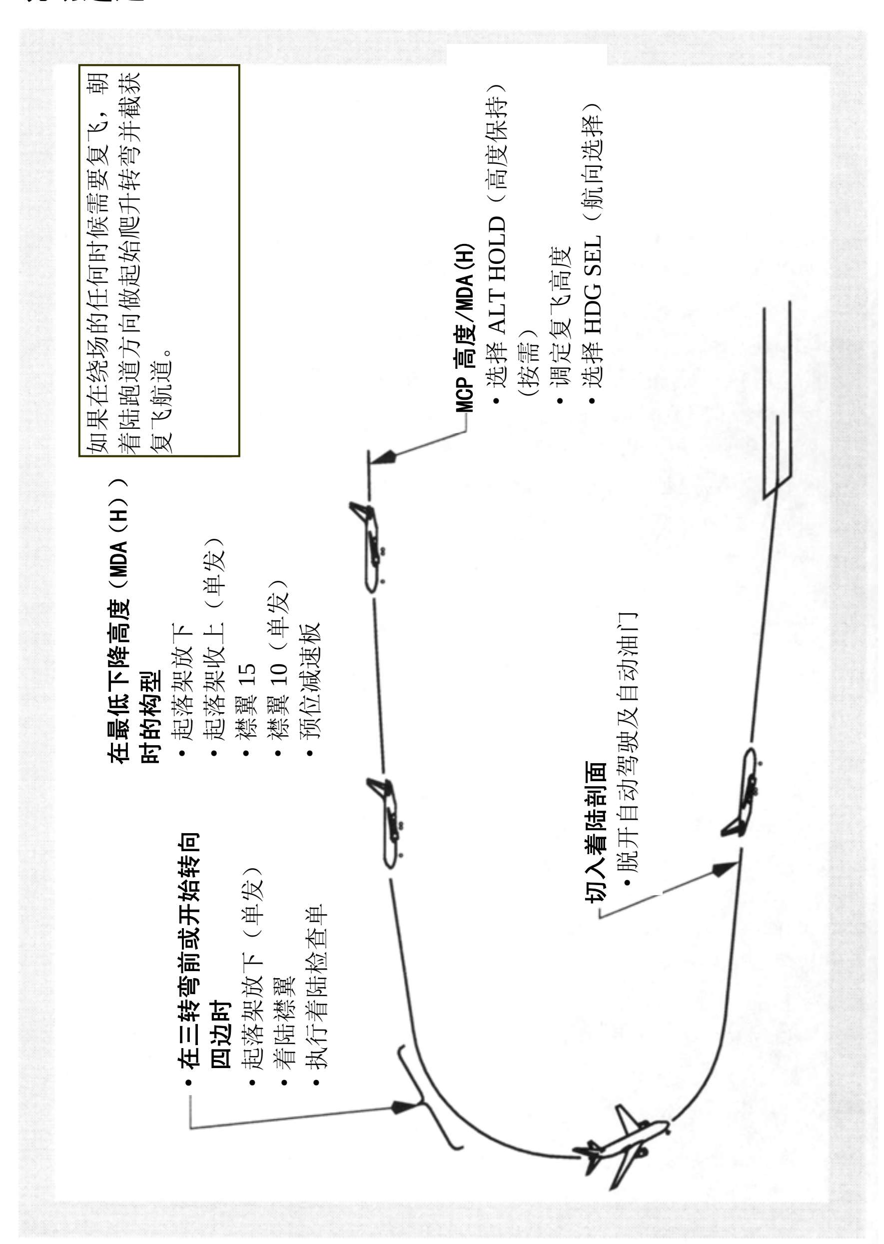
注： 如果正在实施 VNAV 航迹进近且飞机仍保持在颁布的航迹上，当飞机到达决断高度（DA（H））或最低下降高度（MDA（H））时，自动遵守 VDP。基于该原因，VNAV 航迹进近没有必要确定开始目视下降的点。

在使用 V/S 进行仪表进近时，如果飞行员通过改变垂直速度，将高度范围圆弧调整为接近跑道前 VDP 的距离，则飞机将保持接近或在标准非盲降进近的正确航迹上。

复飞—非 ILS

参阅本章的“复飞-所有进近”。

绕场进近


如果在绕场的任何时候需要复飞，朝着陆跑道方向做起始爬升转弯并截获复飞航道。
在最低下降高度（MDA（H））时的构型
• 起落架放下
• 起落架收上（单发）
• 襟翼 15
• 襟翼 10（单发）
• 预位减速板
• 在三转弯前或开始转向四边时
• 起落架放下（单发）
• 着陆襟翼
• 执行着陆检查单
MCP 高度/MDA (H)
• 选择 ALT HOLD（高度保持）（按需）
• 调定复飞高度
• 选择 HDG SEL（航向选择）
切入着陆剖面
• 脱开自动驾驶及自动油门

绕场进近-概述

绕场进近应在起落架放下、襟翼 15 的状态下以襟翼 15 机动速度进行。使用与预期绕场速度相关的最低天气标准。

可以在任何仪表进近程序后实施绕场进近。仪表进近时，使用 VNAV 或 V/S 方式下降到绕场 MDA。基于以下几个原因，建议不要使用 APP 方式下降到绕场进近 MDA：

- 在 MCP 高度时 AFDS 未改平
- 退出 APP 方式要求开始复飞或脱开自动驾驶并关闭飞行指引仪。

使用 ALT HOLD 或 VNAV ALT（如安装）方式来保持 MCP 高度或 MDA（H）。绕场进近机动阶段使用 HDG SEL。

注：如果 MDA（H）不以“00”结尾，设置 MCP 高度到 MDA（H）之上最接近的 100 英尺并在 MCP 高度开始绕场。

注：在较高高度下的绕场进近中（例如，复飞高度），如果允许保留 VNAV ALT（如安装）作为俯仰方式，应设置 MCP，VNAV ALT 俯仰方式将恢复至驾驶盘俯仰（CWS P）方式。

在高度保持模式下，在 MCP 高度或 MDA（H）时，并且在绕场机动之前，设定复飞高度。

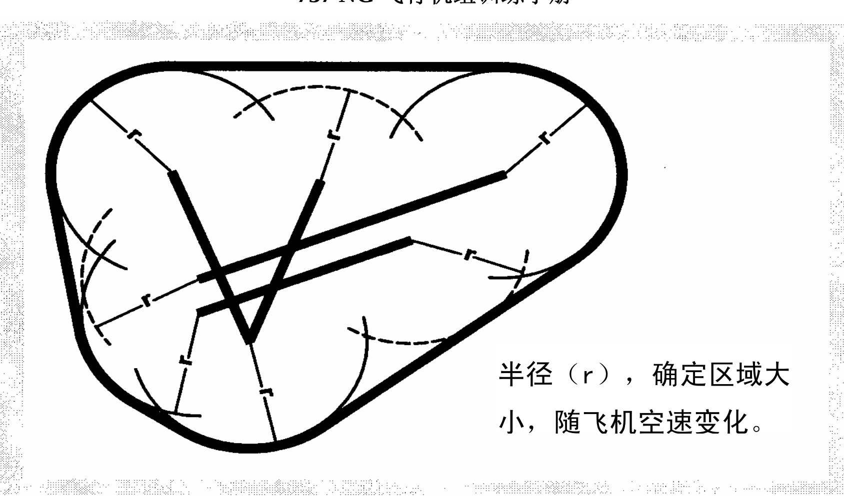
在三转弯前或开始转弯至四边时，选择着陆襟翼并开始减速至加上风修正的进近速度。为了避免超越五边进近航道，应调整至五边的转弯以开始瞄准跑道入口的内侧边缘处。及时减速也可以减小至跑道的转弯半径。执行着陆检查单。直到切入着陆跑道的目视剖面方可降至 MDA（H）以下。

离开 MDA（H）时，脱开自动驾驶仪和自动油门。切入目视剖面以后，将两个 F/D 循环至 OFF 位，再到 ON 位。这样消除了给两位飞行员的不必要的指令并并允许再复飞中有 F/D 引导。完成着陆。

注：如果在任一飞行指引仪电门处于关断（OFF）位时选择复飞，则相应一侧的飞行指引仪俯仰或横滚指令杆将在首次选择或接通俯仰或横侧方式时消失。

越障

下图描述了绕场进近时的越障区域。绕场进近过程中，最大指示空速（IAS）决定距离，并在图下面的表格中有其相关说明。



FAA	
最大IAS	距跑道头的绕场区域半径（r)
140节	1.7 海里
165 节	2.3 海里

FAA	
最大IAS	距跑道头的绕场区域半径（r)
180节	4.2 海里
205 节	5.28 海里

注： 调整飞机的航向和定时，使飞机的地面航 迹在绕场进近过程中的任何时候都不会超出跑道的越障距离。

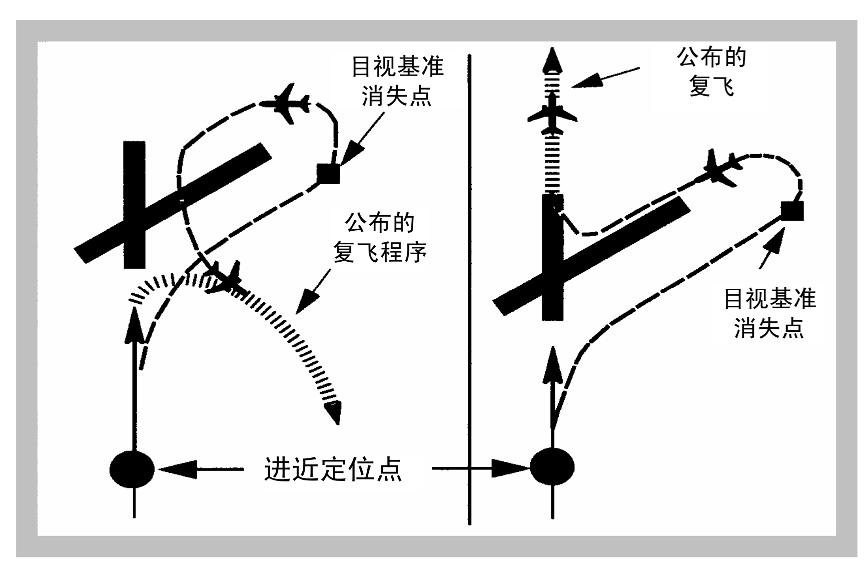
绕场进近-单发

如果预计绕场进近，从最后进近定位点开始直至三转弯前，保持起落架收上，襟翼 10 和襟翼 10 机动速度。使用襟翼 5 和襟翼 5 机动速度作为绕场进近襟翼设置的一种选择。在三转弯之前或开始转向四边航段时，选择起落架放下与襟翼 15 并开始减速至 VREF15＋风修正。直到切入目视剖面方可降至 MDA（H）以下。

复飞-绕场

如果在绕场进近的任何时候需要复飞，则以最短方向向着陆跑道方向做爬升转弯。这样会导致以大于 180 度的转弯截获复飞航道。建立在与所飞的仪表进近程序相对应的复飞航道的切入航向之前，继续转弯。在完成近距离机动之前，保持复飞襟翼设置。

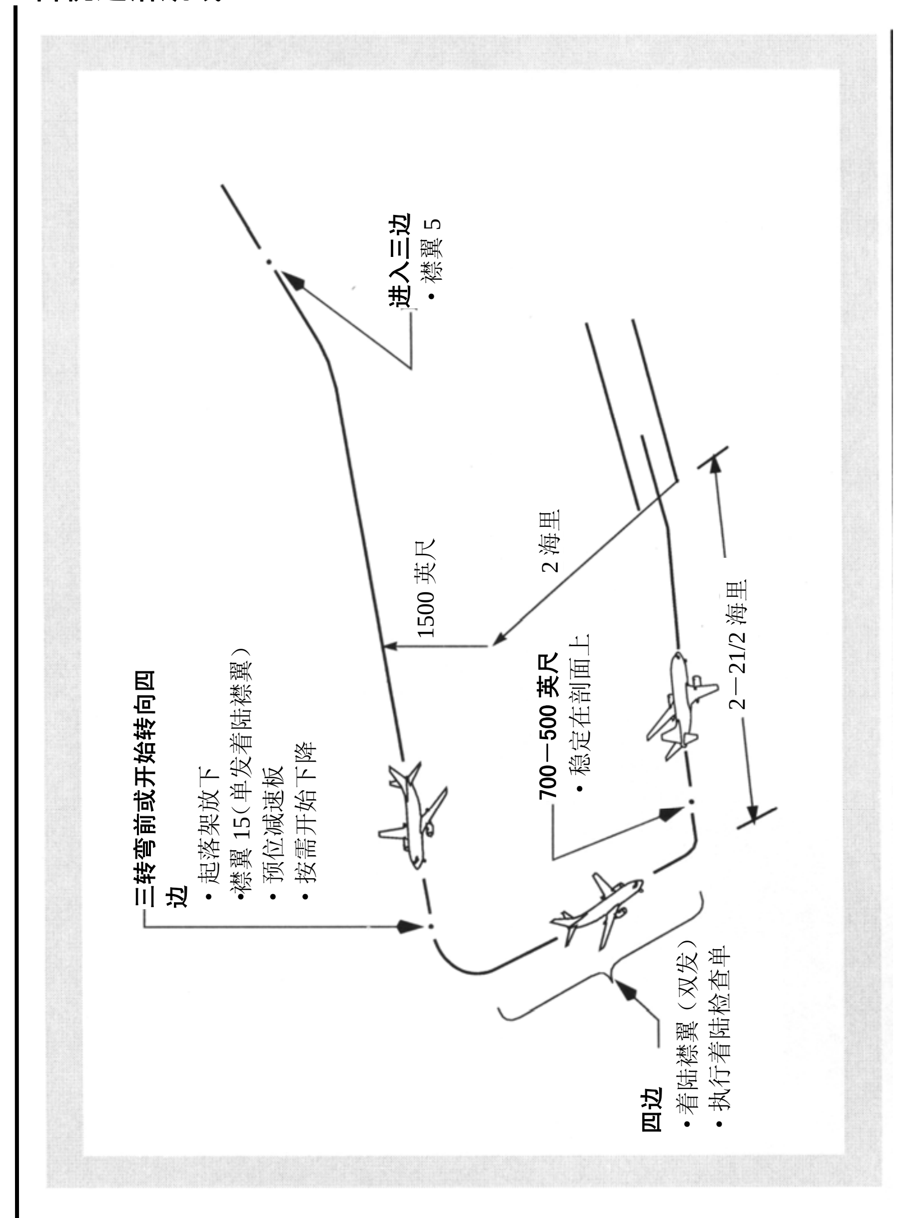
在规定的复飞航道上可能需要建立不同的航线。这取决于开始复飞时飞机的位置。下图示范了可能需要的机动飞行。这可以保证飞机保持在绕场和复飞的越障区内。



如果必须在 MDA（H）以下执行复飞，应考虑选择可以确保飞机在规定复飞航迹上到达相应高度之前安全越障的飞行航迹。

参照本章的“复飞和失误进近－所有进近”。

目视起落航线


进入三边
• 襟翼 5
三转弯前或开始转向四边
• 起落架放下
•襟翼 15（单发着陆襟翼）
• 预位减速板
• 按需开始下降
1500 英尺
2 海里
700—500 英尺
• 稳定在剖面上
2—21/2 海里
四边
• 着陆襟翼（双发）
• 执行着陆检查单

目视进近-概述

建议着陆进近下滑航迹约为 2.5 度至 3 度。一旦建立了五边进近时，飞机构型保持固定，只在必要时对下滑航迹、进近速度和配平作少量的修正。这样做可以保持所有条件下相同的进近剖面。

推力

发动机推力和升降舵是控制姿态和下降率的主要方法。缓慢少量地增加推力。突然较大地改变推力会使飞机操纵更困难，并指示进近不稳定。除执行复飞外，没有必要做大的推力改变。在三边和四边放起落架或襟翼时，不需要大的推力变化。当稳定在五边进近速度上时，可能需要增加推力。

三边和四边

以高于跑道标高 1500 英尺，襟翼 5、襟翼 5 机动速度加入三边。保持约 2 海里平行于着陆跑道的航迹正切。

三转弯前或开始转向四边，放起落架，选择襟翼 15，预位减速板并减速到襟翼 15 机动速度，或者如果以襟翼 15 着陆，减速到进近速度加上风修正的速度。如果必须延长进近航线，可以在接近正常目视进近剖面时再放起落架和选择襟翼 15。三转弯时，以 600～700 英尺/分钟的下降率下降的同时按需调整推力。

转入五边前放着陆襟翼。减速至合适的五边进近速度并配平飞机。执行着陆检查单。当建立着陆构型后，可以以五边进近速度（VREF＋风修正）完成向五边进近的机动飞行。

五边进近

在跑道中心线延长线上改出至五边的转弯并保持合适的进近速度。如果飞正常的进近剖面时，每距离跑道1海里对应的高度约为300英尺AFE。尽量保持较小地推力变化来避免较大地配平变化。当飞机处于配平状态并且在进近空速时，俯仰姿态应接近正常进近机身姿态。速度高于进近速度时，俯仰姿态较小。速度低于进近速度时，俯仰姿态较大。较小的速度减少接地时的后机身离地间隔。在所需的下滑道上以700—900英尺/分钟的下降速率将配平的飞机稳定在所选的进近速度上。高于接地点500英尺时稳定在剖面上。

注：应避免下降率大于 1000 英尺/分钟。

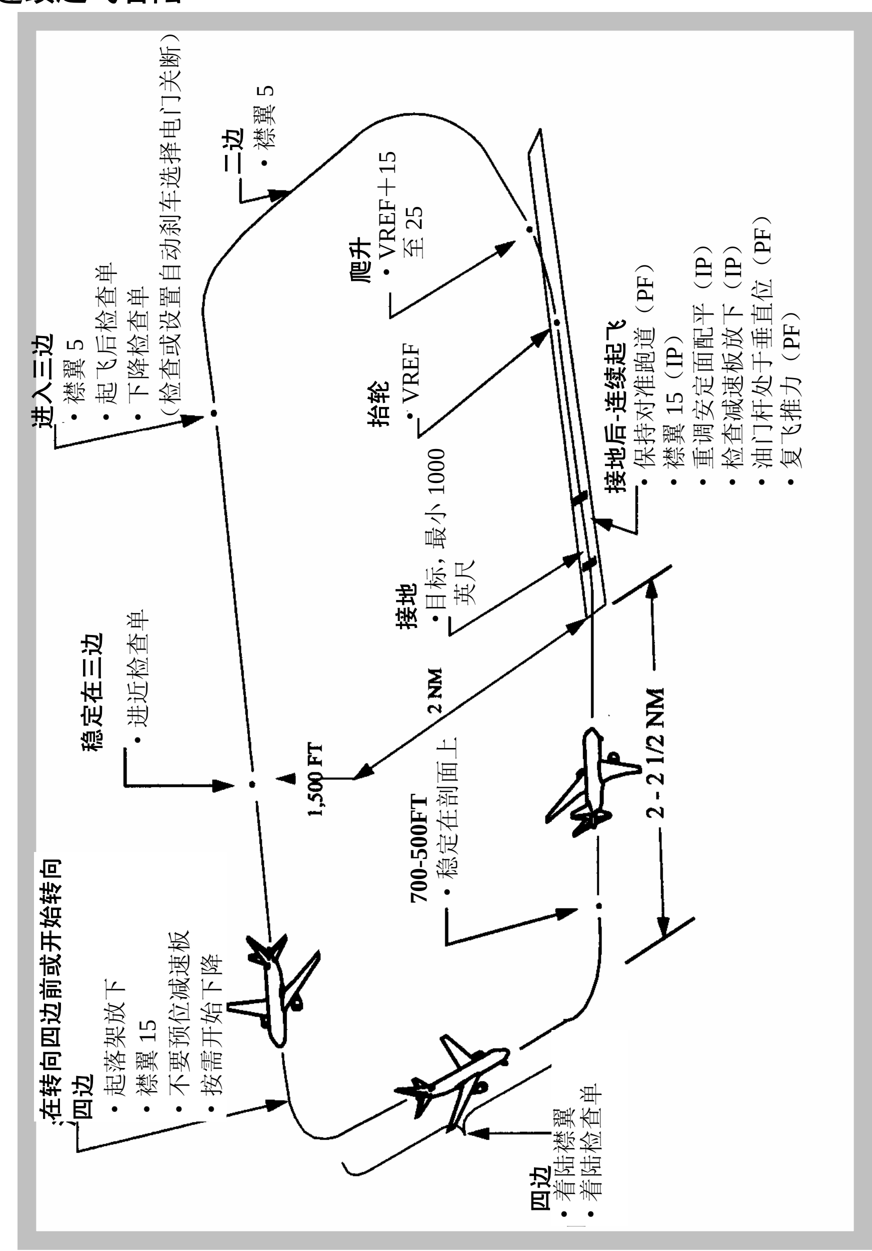
单发不工作时，着陆前应将方向舵配平居中。这样当工作发动机的推力在接地时减至慢车时，可以消除大部分方向舵脚蹬的压力。

方向舵配平不影响蹬满舵时的效应和方向舵脚蹬操控能力。如果在接地时方向舵仍处于进近配平状态，应准备以更大的方向舵脚蹬力来保持飞机沿中心线滑跑。

五边进近时发动机失效

如果在目视五边进近时出现发动机失效，可以使用本章中 ILS 进近一节中所述程序。

连续起飞着陆


进入三边
• 襟翼 5
• 起飞后检查单
• 下降检查单
（检查或设置自动刹车选择电门关断）
二边
• 襟翼 5
爬升
• VREF＋15
至 25
抬轮
• VREF
接地后-连续起飞
• 保持对准跑道（PF）
• 襟翼 15（IP）
• 重调安定面配平（IP）
• 检查减速板放下（IP）
• 油门杆处于垂直位（PF）
• 复飞推力（PF）
接地
• 目标，最小 1000
英尺
稳定在三边
• 进近检查单
2 NM
1,500 FT
700-500FT
• 稳定在剖面上
2 - 2 1/2 NM
在转向四边前或开始转向
四边
• 起落架放下
• 襟翼 15
• 不要预位减速板
• 按需开始下降
四边
• 着陆襟翼
• 着陆检查单

连续起飞着陆-概述

连续起飞着陆的主要目的在于练习进近和着陆。不是为了训练着陆滑跑和起飞程序。

进近

如图示完成航线和进近程序。整个机动飞行中起落架保持放下以使刹车冷却，但应准备在复飞中出现单发时，收起落架。不要预位减速板。自动刹车选择关位（OFF）。

着陆

学员应执行正常的五边进近和着陆。接地后，教员选择襟翼 15，设定安定面配平，确认减速板放下，并在适当的时机指令学员将油门杆移动到大致垂直的位置（因此在使用复飞推力前，发动机将稳定）。发动机稳定后，教员指导学员设定推力。

注：接地后建议使用襟翼 15，以使起飞时擦机尾的可能性降低到最小。

警告：开始使用反推后，必须进行全停着陆。

在 VREF 时，教员喊出“抬轮”，学员柔和抬机头至约 15 度仰角，并以 VREF+15 至 25 海里/小时爬升。如果襟翼还未收到襟翼 15 且油门杆已前移至大约垂直位置时，起飞构型警告喇叭会瞬时响起。

全停起飞的着陆

全停后继续起飞的目的是在训练项目中进行着陆滑跑，刹车和在训练剖面中的起飞程序的练习。

注：在高高度机场，或天气非常热时，不建议做全停后继续起飞着陆。

执行正常全停着陆后，如果还有足够的可用跑道（必须满足 FAR 跑道长度的要求），可直接向前起飞。飞机停止后，开始起飞之前，执行下列各项：

- 设定起飞襟翼
- 配平起飞安定面
- 将减速板手柄置于下卡位
- 将自动刹车置于中断起飞（RTO）位

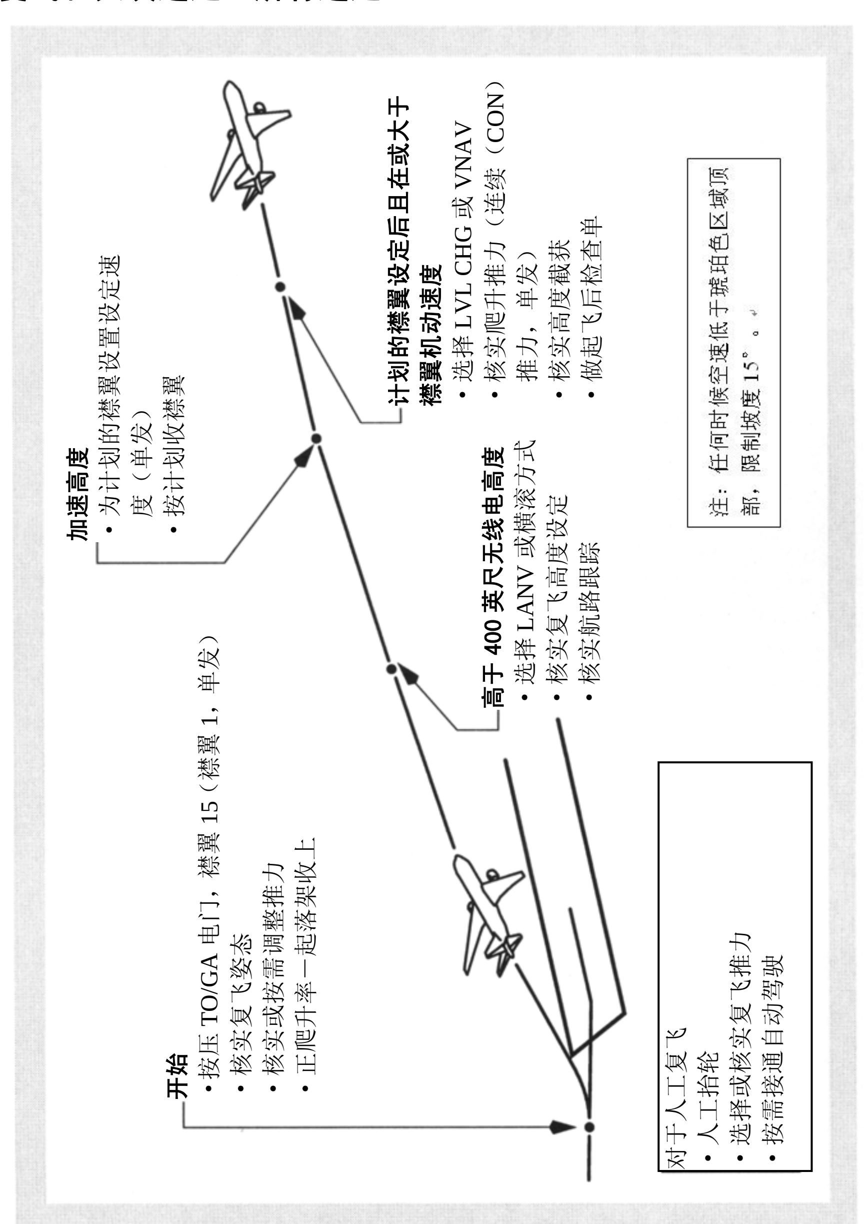
- 检查方向舵配平
- 设定下一次所需的襟翼设定值的空速游标

执行正常起飞。

刹车冷却时间没有保证的情况下，不得反复进行全停着陆。刹车热量积聚可能超出刹车能量极限。可能会导致瘪胎。

注：在起落架放出的情况下飞起落航线有助于刹车冷却。

复飞和失误进近—所有进近



复飞和失误进近－双发操作

不论实施的是仪表进近还是目视进近，复飞通常都以同样方式进行。复飞和失误进近通过使用《使用手册》（FCOM）中的复飞程序来实施。本章对这些程序作了一些补充说明。

如果在有 FLARE 预位显示的双通道进近后要求复飞，应保持自动驾驶接通状态。按压任一 TO/GA 电门，发口令襟翼 15，确保已设定理论爬升率的复飞推力，并监控自动驾驶仪性能。在高度表上显示了正爬升率之后收起落架。

在典型着陆重量时，正常复飞所需要的实际推力通常明显小于最大复飞推力。此推力为风切变或其它需要最大推力的情况提供一个推力裕度。如果在建立了理论爬升率所需推力之后需要最大推力，再一次按压 TO/GA。

如果在单套自动驾驶或人工仪表进近或目视进近之后需要复飞，按压任一 TO/GA 电门，发口令襟翼 15，确保/设定复飞推力，柔和抬机头至 15°俯仰姿态。然后按飞行指引仪指令飞行，高度表上显示正爬升率之后收起落架。

注： 使用襟翼 15 进行正常进近着陆时，如果需要复飞，选择襟翼 15 复飞。经授权的用户有相应的可用性能数据，如果性能需要，使用襟翼 1 复飞。使用襟翼 1 复飞时，速度达到 VREF15＋15 海里/小时或最低机动速度之前限制坡度 15°。

在开始于 50 英尺的自动复飞中，约损失 30 英尺高度。若在复飞开始后发生接地，继续复飞。在飞机抬轮到复飞姿态时，观察自动油门施加复飞推力或人工施加复飞推力。

注： 接地后不能开始自动复飞。

TO/GA 俯仰方式开始指令一个复飞姿态，然后当爬升率增加后即过渡到速度方式。指令速度自动变为对当前襟翼位置的目标空速。TO/GA 横滚方式保持当时的地面航迹。高于 400 英尺离地高度（AGL）后，证实有 TO/GA 至 LNAV 特性的飞机已接通 LNAV，或按需选择合适的横滚方式。

正常起飞时的收襟翼最低高度一般不适于复飞程序。但是必须考虑复飞飞行轨迹上的障碍物。与起飞程序一样，训练时使用 1000 英尺离地高度（AGL）开始加速，以开始收襟翼。

注：高于400英尺离地高度时方可接通俯仰和横滚方式。

注：当完成双通道自动驾驶仪进近的复飞时，开始选择俯仰方式，或者在 400 英尺离地高度以上出现高度截获时转为单套自动驾驶仪操作。

如果复飞过程中需要初始机动飞行，则在开始转弯之前通过收起落架执行复飞程序。延迟进一步襟翼回收直至完成初始机动飞行并达到安全高度和适当速度。

指令速度自动增加到当前襟翼位置的机动速度。按正常襟翼/速度程序收襟翼。当襟翼收至所需位置且空速接近机动速度时，选择 LVL CHG 并确保爬升推力已调定。若襟翼收上时，可选择 VNAV。核实在所选高度改平，保持适当的速度。

如果在复飞过程中使用 VNAV，FMC 复飞剖面应包括适当的等待速度和高度。在选择 VNAV 之前，应收上襟翼因为 VNAV 不为前缘装置提供超速保护。可能需要使用速度干预（如安装）来进一步按需修改空速。如果显示 VNAV ALT（如安装），可能会出现过早改平，可能需要选择 LVL CHG 来完成到复飞高度的爬升。

如果需要改航至备降机场，则在完成相应的 FMC 输入之后使用 VNAV。

注：当在低高度使用 VNAV 时，FMC 速度可能与速度/高度限制不符。

低高度改平 – 低全重

在低全重下复飞，执行低高度改平时，机组应考虑以下因素：

- 如果使用全复飞推力，由于飞机接近改平高度并且存在较高的爬升率，可能刚开始复飞即会发生高度截获。
- AFDS 控制法则限制飞行指引仪和自动驾驶俯仰指令以确保乘客舒适度
- 在希望改平的高度以下可能没有足够高度空间来完成正常截获剖面，如果机组不采取措施则可能会导致飞得过高。

为避免超过高度和/或空速，机组应考虑采取以下一个或多个动作:

- 使用自动油门
- 按压复飞电门一次以获得达到 1000 至 2000fpm 爬升率的足够推力。
- 如果使用全复飞推力，提前降至爬升推力
- 如果可能出现超越高度的情况，脱开 AFDS 并人工完成改平
- 如果自动油门不可用，准备按需使用人工推力控制以控制速度以及避免襟翼超速。

接地后复飞

如果在接地前开始复飞且发生接地，按正常复飞程序继续。在机动中，飞行指引仪（F/D）复飞方式将继续提供引导指令。

如果复飞开始于接地后但在选择反推装置之前，则当油门杆前推时，自动减速板收回且自动刹车解除预位。在升空并选择复飞后，F/D 复飞方式才可用。
一旦在接地后开始反推，必须进行全停着陆。如果发动机处于反推位，则不能保证安全飞行。

复飞和失误进近—单发

如果从襟翼 15 的进近开始完成复飞，使用襟翼 1 作为着陆襟翼设置。在 TO/GA 接通后自动飞行指引系统开始时指令复飞姿态，然后当爬升率上升时，过渡到保持指令速度。飞行员必需用方向舵和配平控制偏航。即使在满舵配平下，也可能需要施加一些方向舵脚蹬压力。当襟翼回收到所需的襟翼设置时，选择最大连续推力。

对于故障后可操作的飞机，如果从襟翼 30 的进近中开始复飞，执行襟翼 15 复飞。遵循复飞程序。在 TO/GA 接通后自动飞行指引系统开始时指令复飞姿态，然后当爬升率上升时，过渡到保持指令速度。如果在 LAND2 或 LAND3 显示后开始复飞，偏航最初由自动驾驶控制。当选择另一横滚方式、俯仰方式或高于 400 英尺 AGL 发生高度截获时准备立即使用方向舵输入，因为自动驾驶恢复到单套自动驾驶操作且方向舵自动控制断开。

注：在系统转换到正常（单套）自动驾驶操作后，需脱开自动油门。

复飞和失误进近中发动机失效

如果复飞过程中出现单发，执行正常的复飞程序。核实最大复飞推力已设定。保持襟翼 15，VREF30 或 40＋风修正（最小 5 海里/小时）的速度并限制坡度角至 15 度直至完成初始机动且达到安全高度。通过将指令速度重新调到所需襟翼设置的机动速度和调整俯仰姿态加速到收襟翼速度。按正常的襟翼/速度计划收襟翼。

注： 襟翼 15 时 VREF30 或 40+风修正可能导致提供一个小于全机动裕度（琥珀色区顶端）的空速。

着陆　第 6 章

前言

本章概述了建议的着陆、中断着陆和着陆滑跑的操作程序和技术。所提供的技术有助于飞行员有效地利用进近照明，在侧风着陆时控制飞机以及在着陆后保持方向控制。另外，还提供了有关影响着陆距离的因素和着陆图表。

目视进近下滑道指示器（VASI/T-VASI）

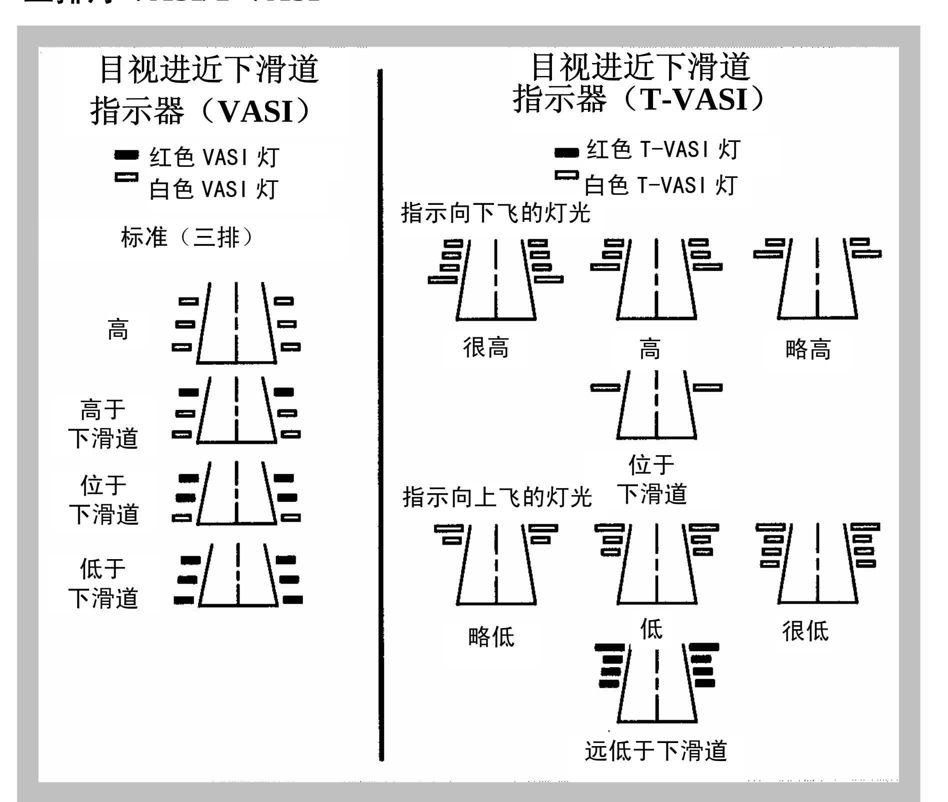
VASI 是在进近过程中用以提供目视下降引导信息的灯光系统。所有的 VASI 系统都是进近航迹与跑道在跑道入口之前 1000 或 1800 英尺处相交点的目视投影。沿 VASI 下滑道到接地，与在临近 VASI 装置的跑道上选择一个目视瞄准点的飞行方法相同。

当使用两排灯的 VASI 时，目视基准航迹和起落架航迹间的差异会导致正常进近和跑道口高度。它可提供有用的信息，提醒机组低剖面情况。

一些机场有三排灯的 VASI，可提供两个目视下滑轨迹。附加的一排灯位于标准双排灯装置的上方。当飞机处于下滑轨迹上时，飞行员将看到一排白灯和两排红灯。跑道入口高度与 VASI 一起考虑就可以安全使用三排灯 VASI，但可能会导致在跑道更远的地方着陆。

对于 T—VASI 来说，在进近时可以看到一个额外的白色的指示向下飞的灯光，它提供了额外的机轮离地间隔。

三排灯 VASI/T-VASI



VASI 着陆图表

二排灯 VASI 装置提供了一种通常设定为 3°的目视下滑道。三排灯 VASI 装置提供了两种目视下滑航迹。近端和中间的排灯表示较低的下滑道，该下滑道通常为 3°；中间和远端的排灯表示较高的下滑道，该下滑道通常比较低的下滑道高 1/4°(3.25°)。该较高的下滑道仅用于高驾驶舱（长轮距）的飞机以提供足够的跑道入口穿越高度。

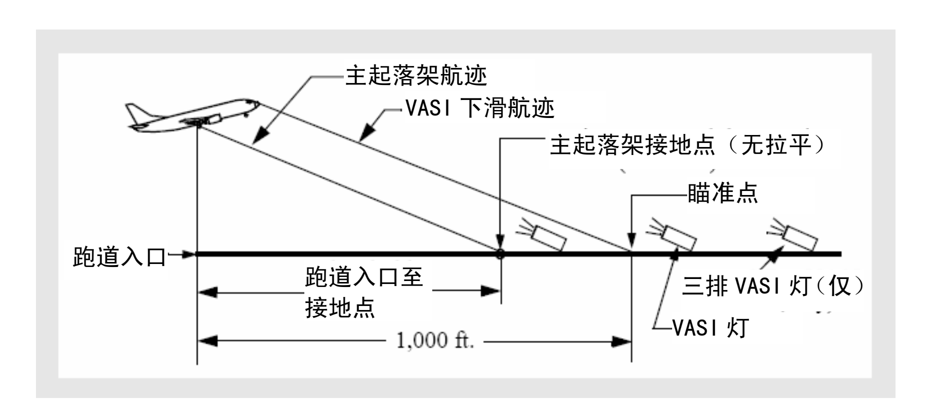
二排灯 VASI 着陆剖面图

下列图表用于这类情况：

- 数据基于典型着陆重量

737-800

- 1 位尾橇的飞机数据显示在“/”前。1 位尾橇的 737-800 基本型飞机与具有短跑道性能选择和 1 位尾撬的-800 飞机之间的差异可以忽略不计。安装有 2 位尾橇的飞机数据显示在“/”后。
- 飞机机身姿态以襟翼 30 和襟翼 40、VREF(使用襟翼设定)＋5，并且每高于此速度 5 海里/小时需减小 1 度。
- 主起落架在跑道入口上方时计算眼睛高度。



737 机型	襟翼 30		主起落架在跑道口上方		跑道口至主起落架接地点—无拉平（英尺）
	目视下滑轨迹（度）	飞机机身姿态（度）	飞行员眼睛高度（英尺）	主起落架高度（英尺）	
-600	3.0	3.7	50	36	657
-700	3.0	3.7	50	34	647
-800	3.0	2.4/3.6	49/50	34/33	651/633
-900	3.0	1.6	49	35	659
-900ER	3.0	2.6	49	34	641

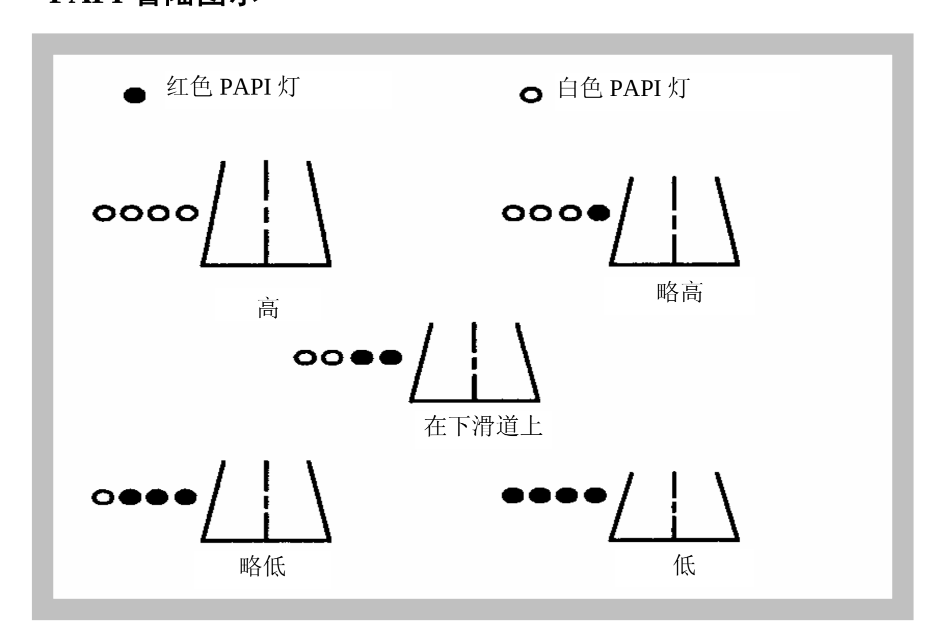
737 机型	襟翼 40		主起落架在跑道口上方		跑道口至主起落架接地点—无拉平（英尺）
	目视下滑轨迹（度）	飞机机身姿态（度）	飞行员视线高度（英尺）	主起落架高度（英尺）	
-600	3.0	2.0	50	36	683
-700	3.0	2.0	50	35	675
-800	3.0	1.4/2.7	49/50	35/34	671/649
-900	3.0	0.9	49	34	644
-900ER	3.0	2.5	49	34	643

精密进近航迹指示器（PAPI）

PAPI 使用的灯光通常安装在跑道左侧。它们与目视进近下滑道指示器（VASI）相似，只是以单排灯的形式安装的。

当飞机在正常 3°下滑轨迹上时，飞行员将看见左侧两个白色的灯和右侧两个红色灯。考虑跑道入口高度可以安全使用 PAPI，但可能会在跑道更远处着陆。PAPI 通常排成一线并与距跑道头 1,000 到 1,500 英尺处相交。

PAPI 着陆图示



着陆图示

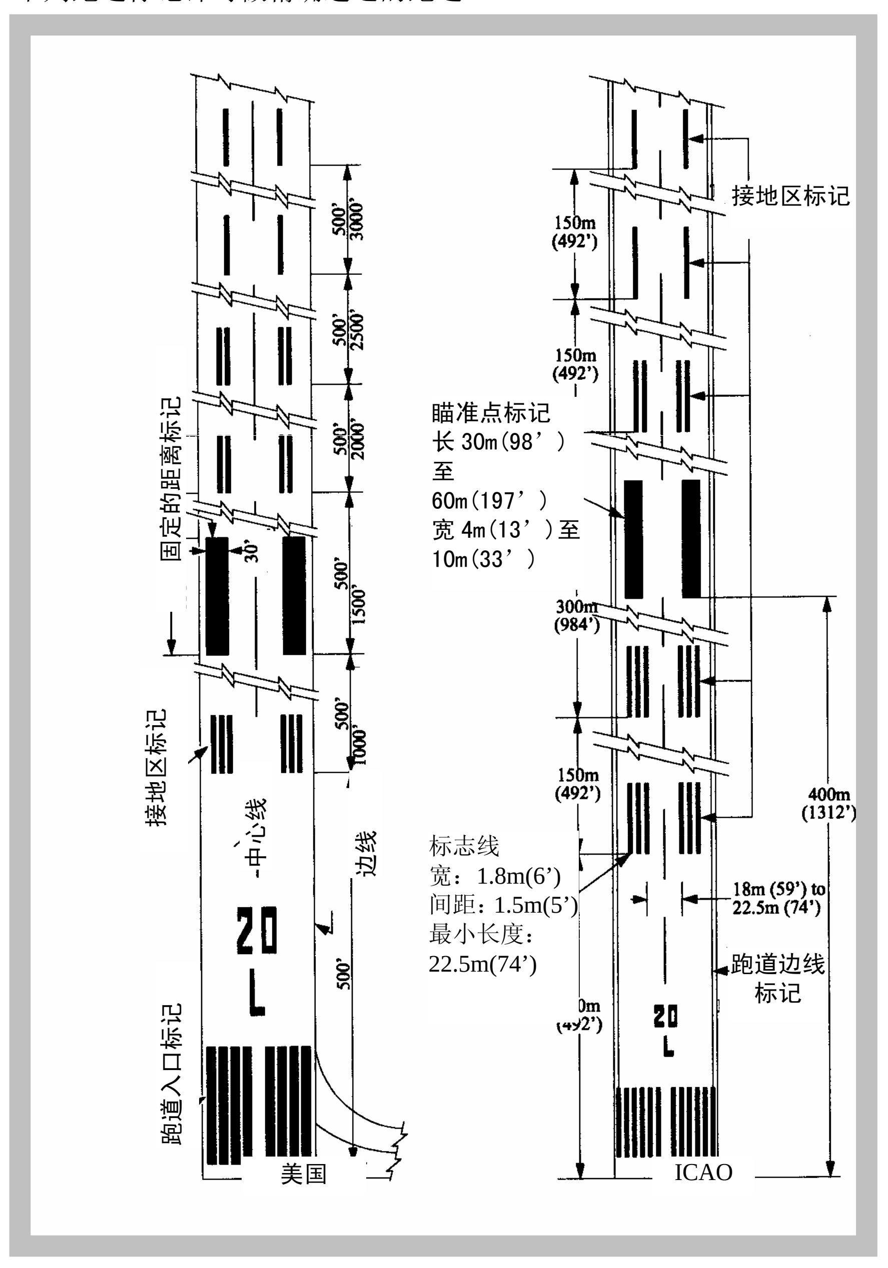
目视瞄准点

目视进近中可使用许多技术和方法来保证主起落架在跑道的所需点接地。最常用的方法之一是瞄准跑道所需起落架接地点，然后调整五边进近下滑轨迹，直到所选择的点相对飞机固定（进近时，在飞行员的视野里该点不会上下移动）。

随着缓坡进近时下滑轨迹角度的减小，目视瞄准点与起落架接地点之间的差距增加。对于每一个目视进近，飞行员必须要考虑起落架轨迹与飞行员目视水平轨迹之间的差距。

跑道标记（典型）

下列跑道标记针对做精确进近的跑道。



跑道入口高度

跑道入口高度随下滑轨迹角和起落架接地目标点的变化而变化。前一页的二排灯/三排灯 VASI 着陆图表说明了主起落架的跑道入口高度和飞行员眼睛高度。建立五边进近时要特别注意，确保安全的跑道入口间隔且起落架至少在跑道内 1000 英尺处接地。如果自动喊话不可用，应该用无线电高度表帮助飞行员判断地形间隔，跑道入口高度和开始拉平高度。

拉平和接地

此处所讨论的技术适用于所有的着陆，包括单发不工作着陆，侧风着陆和滑跑道着陆。除出现诸如风切变或避撞之类的意外或突发事件外，不要在着陆过程中使用突然、猛烈的操纵。以正确的速度，配平和在下滑轨迹上开始稳定的进近。

注：如果计划从接通自动驾驶的进近实施人工着陆，应尽早计划过渡至人工飞行，让飞行员在开始拉平前有足够时间来建立对飞机的操纵。操纵飞机的飞行员应考虑在跑道入口前 1 至 2 海里处，或在高于跑道标高大约 300 至 600 英尺处，脱开自动驾驶，断开自动油门。

当跑道入口在机头下方通过且看不到时，将目视观察点移到跑到尽头。转移目视观察点有助于在拉平过程中控制俯仰姿态。保持稳定的空速和下降率,有助于确定拉平点。当主起落架高于跑道约 20 英尺时，通过增加俯仰姿态约 2 至 3 开始拉平。这将减缓飞机的下降率。

开始拉平后，柔和地将油门杆收至慢车，并稍微调整俯仰姿态以保持所需的下降率至跑道。最理想的状态是，主起落架接地与油门杆到慢车同时发生。柔和地减推力至慢车位，也有助于控制与推力减小相关的机头自然向下的俯仰变化。往后压住杆以保持俯仰姿态不变。下图所示的接地姿态通常在 VREF 加上阵风修正。理想状况是，主轮接地应该和推力杆收到慢车位同时发生。

在拉平过程中避免过快地移动操纵杆。如果在即将接地时拉平过于突然且推力过大，则飞机在地面效应下会产生平飘。不要让飞机平飘或尝试保持这个状态。以理想的空速使飞机在理想的接地点降落于跑道上。

注：在拉平中不要使用配平。拉平时配平增加了擦机尾的可能性。

过长的拉平增加了飞机俯仰姿态 2° 到 3° 。当拉平过长的同时伴随着错误判断高于跑道的高度时，可能发生擦尾。不要延长拉平以试图完成一个完美的柔和接地。一个柔和的接地不是一个安全的着陆的评判标准。

典型地来说，在实际着陆时俯仰姿态会稍许增加，但是要避免过度抬头。着陆后不要增加俯仰姿态，配平，或保持前轮不接地。这可以导致擦尾。

空速控制

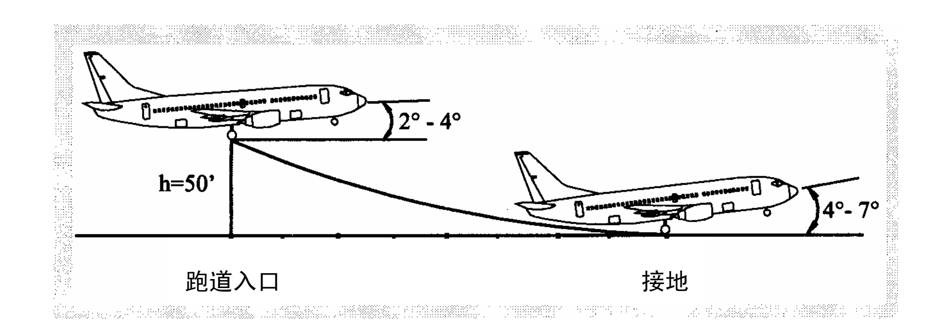
自动着陆期间自动油门收推力，并在接地时收至慢车。拉平期间消磨 5 节的附加速度。

如果自动油门脱开，或计划在着陆前脱开，保持 VREF+风附加值的速度，直至开始拉平。拉平期间应减去稳定的逆风修正，但阵风修正应一直保持到接地。计划以 VREF+阵风修正的速度接地。在适当的空速控制和推力管理下，接地速度不低于 VREF-5 节。

着陆拉平剖面

下图用于此类情况：

- 3° 进近下滑轨迹
- 拉平距离约为跑道入口前 1000 到 2000 英尺
- 典型的着陆拉平时间范围是 4 到 8 秒且该时间随进近速度的变化而变化。
- 飞机机身姿态基于典型的着陆重量，襟翼 30，VREF30＋5（进近）和 VREF30＋0（接地），每大于该速度 5 海里/小时，减小 1° 。



使用 HUD 系统改平和接地

对于装备了 HUD 的飞机，在 AIII 模式中提供了拉平引导。使用 HUD 引导和目视信号跟踪引导信号并执行拉平和着陆。监控滑跑提示（如果安装了）并转换到滑跑引导。使用正常程序来减速到滑行速度。

正常接地姿态

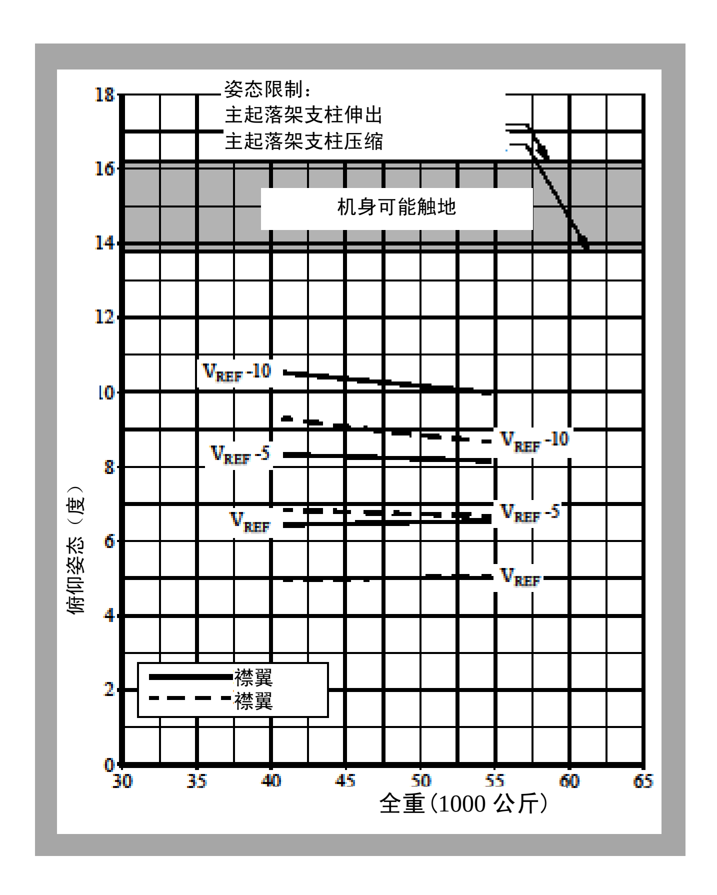
下列数据说明了接地时空速对机身姿态的影响。它表明了襟翼 30 和襟翼 40（VREF 至 VREF-5 节）在正常接地速度下的飞机姿态。这些图表也显示了低于正常接地速度的接地，在此情况下 VREF-10 节将会大幅减少后机身到跑道的距离。

条件

- 前重心限制
- 海平面标准日
- 接地时-150 fpm 的下降率

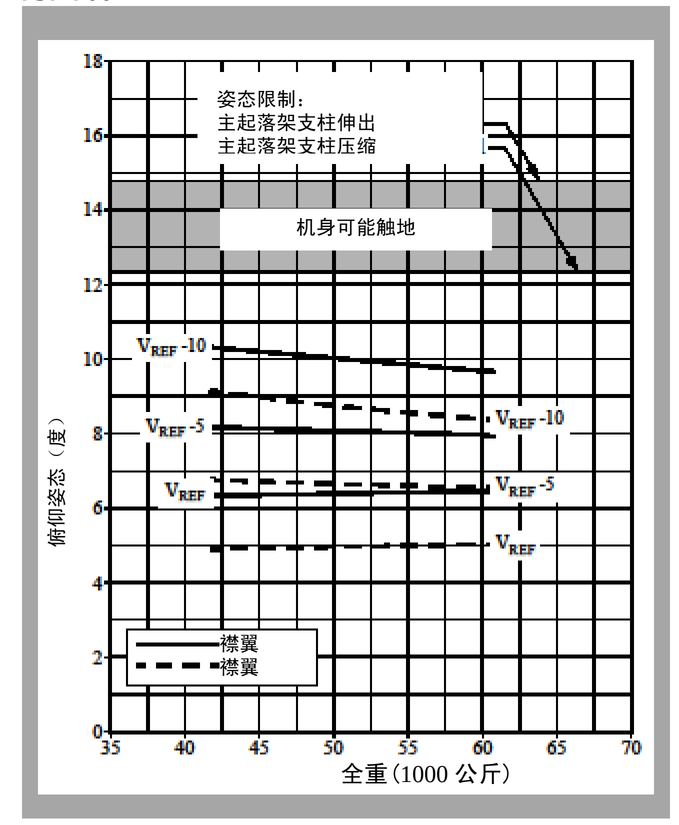
接地机身姿态 – 公斤

737-600



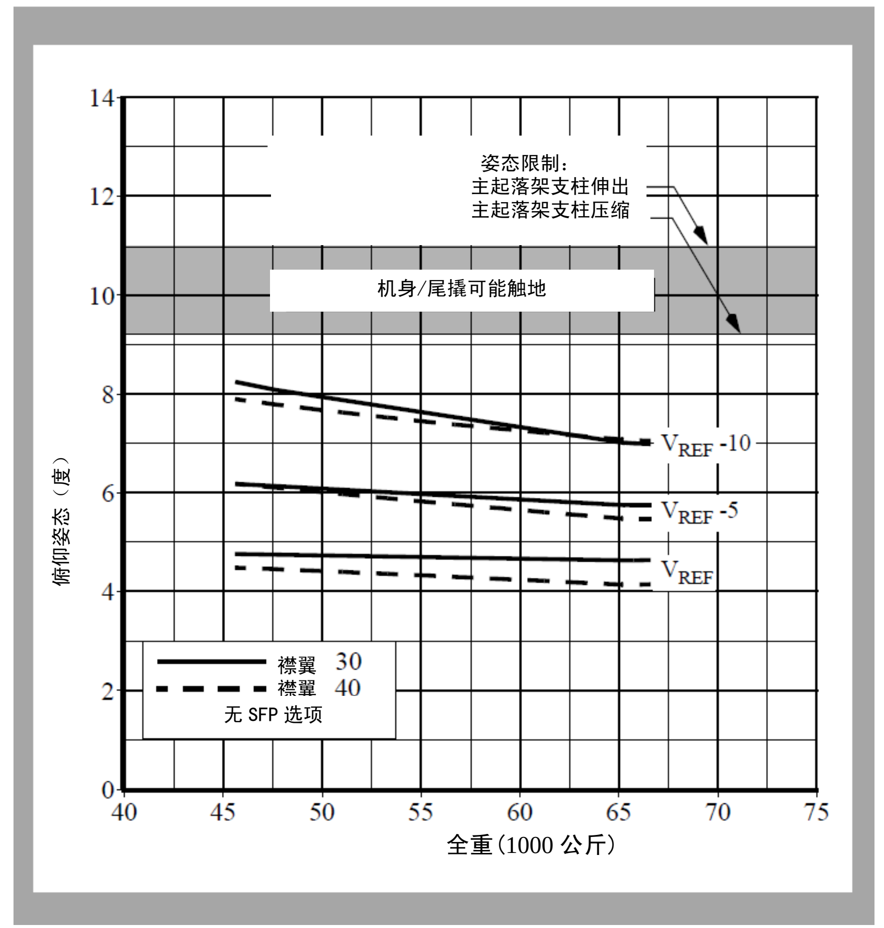
接地机身姿态 – 公斤

737-700



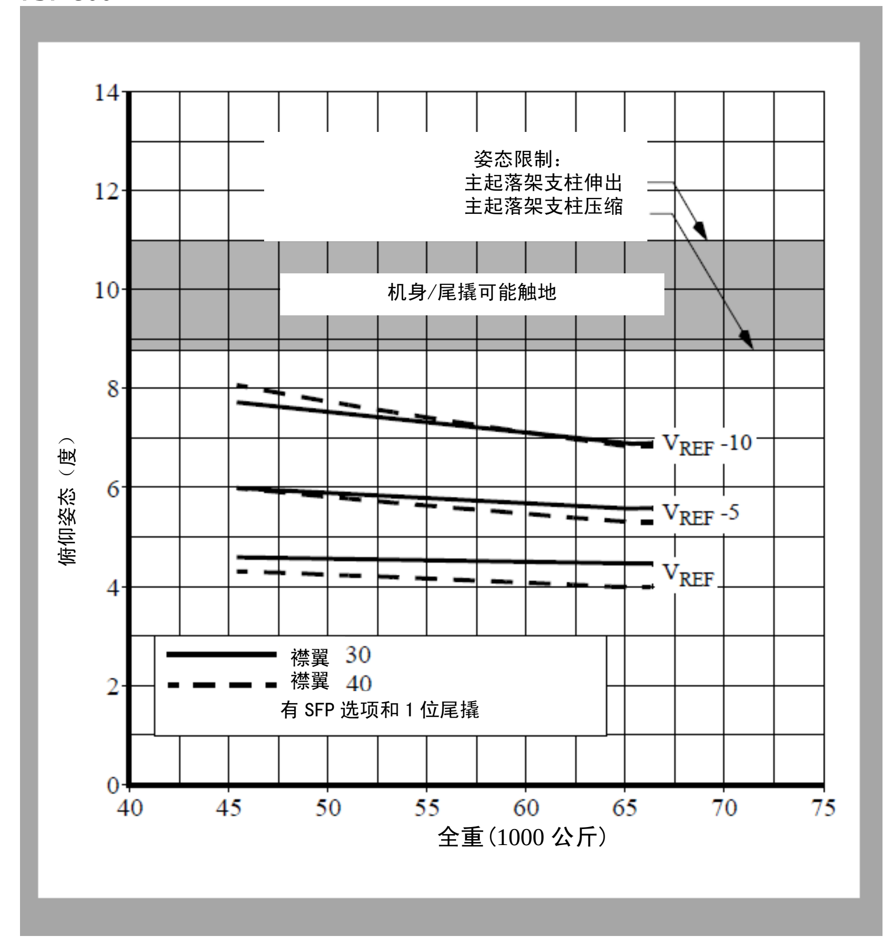
接地机身姿态 – 公斤

737-800



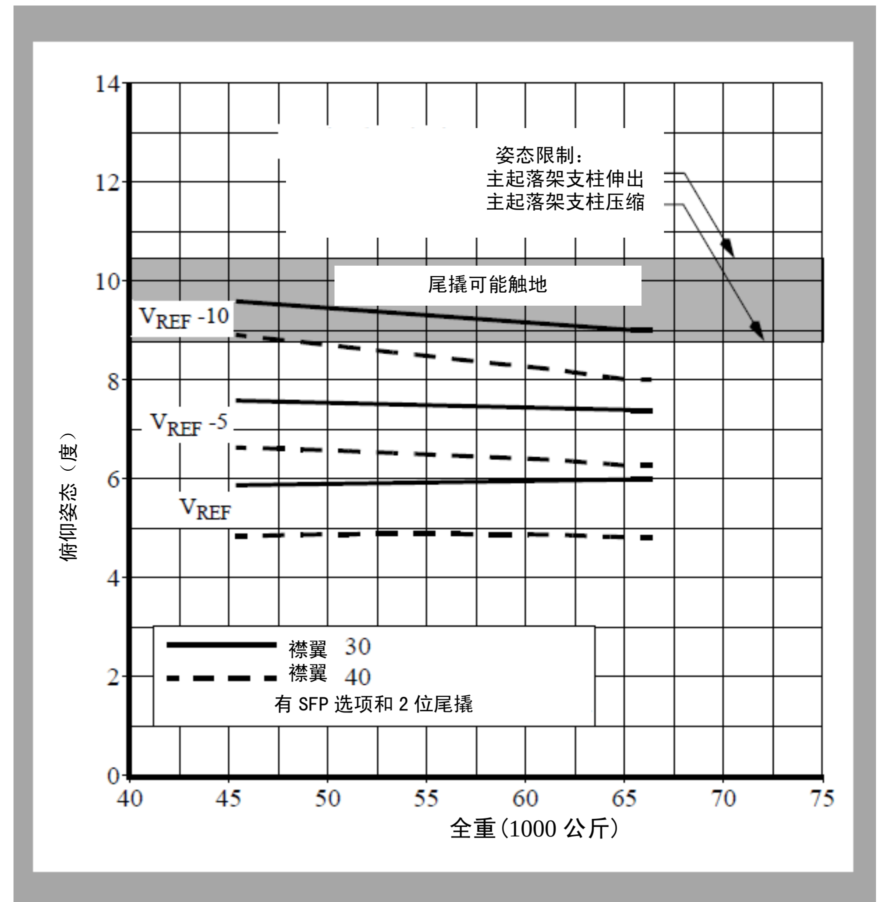
接地机身姿态 – 公斤

737-800



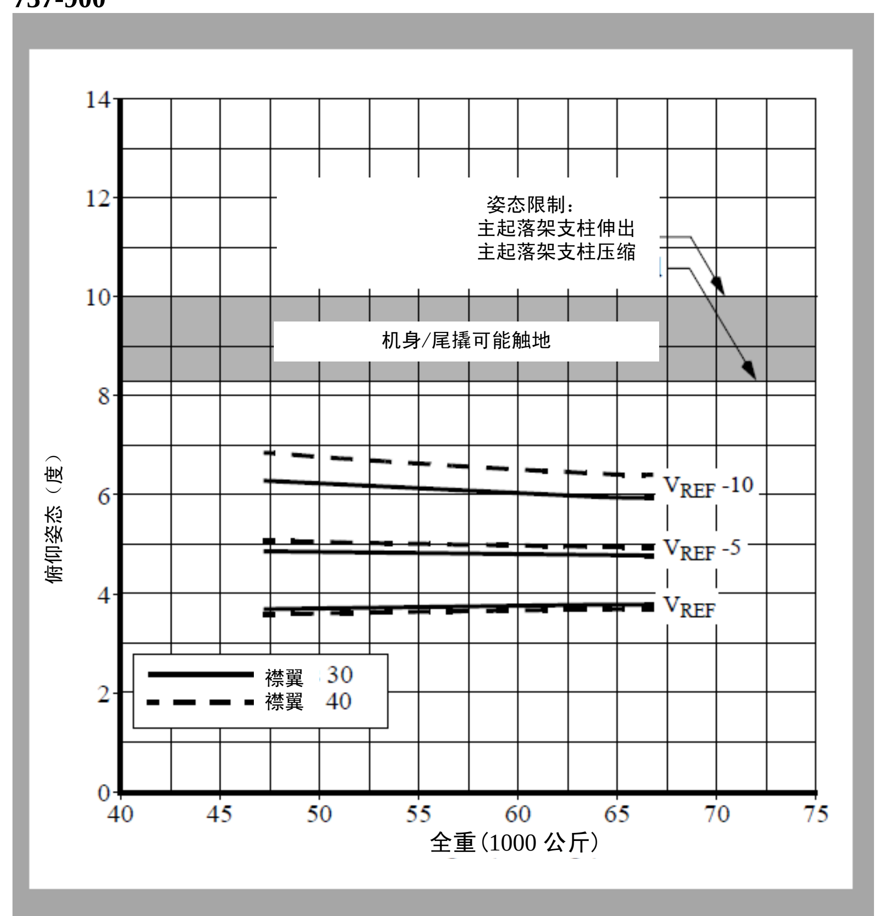
接地机身姿态 – 公斤

737-800



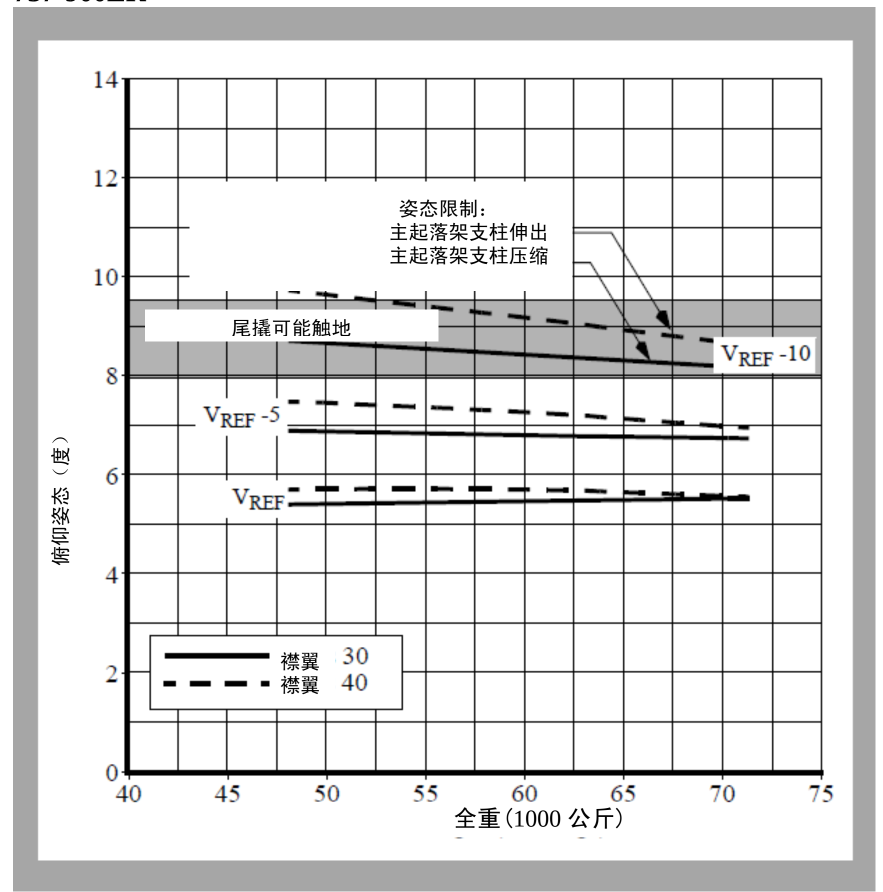
接地机身姿态 – 公斤

737-900



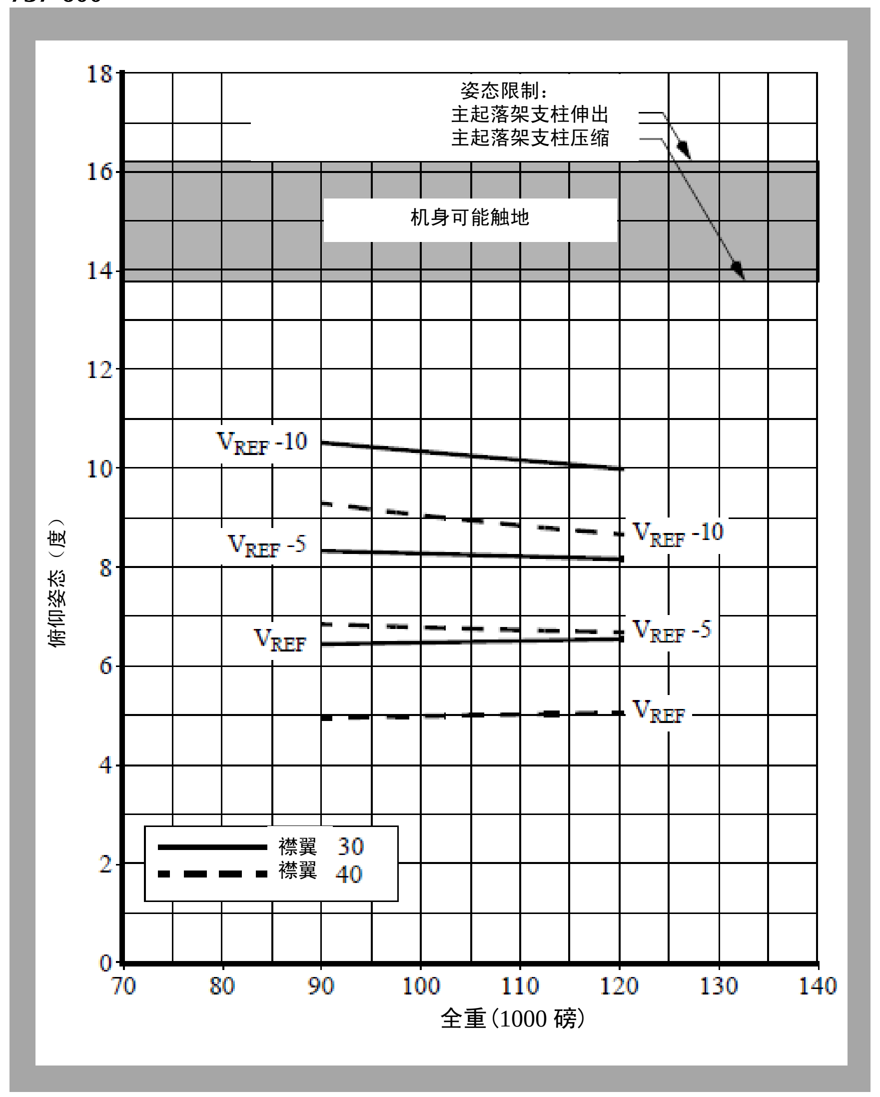
接地机身姿态 – 公斤

737-900ER



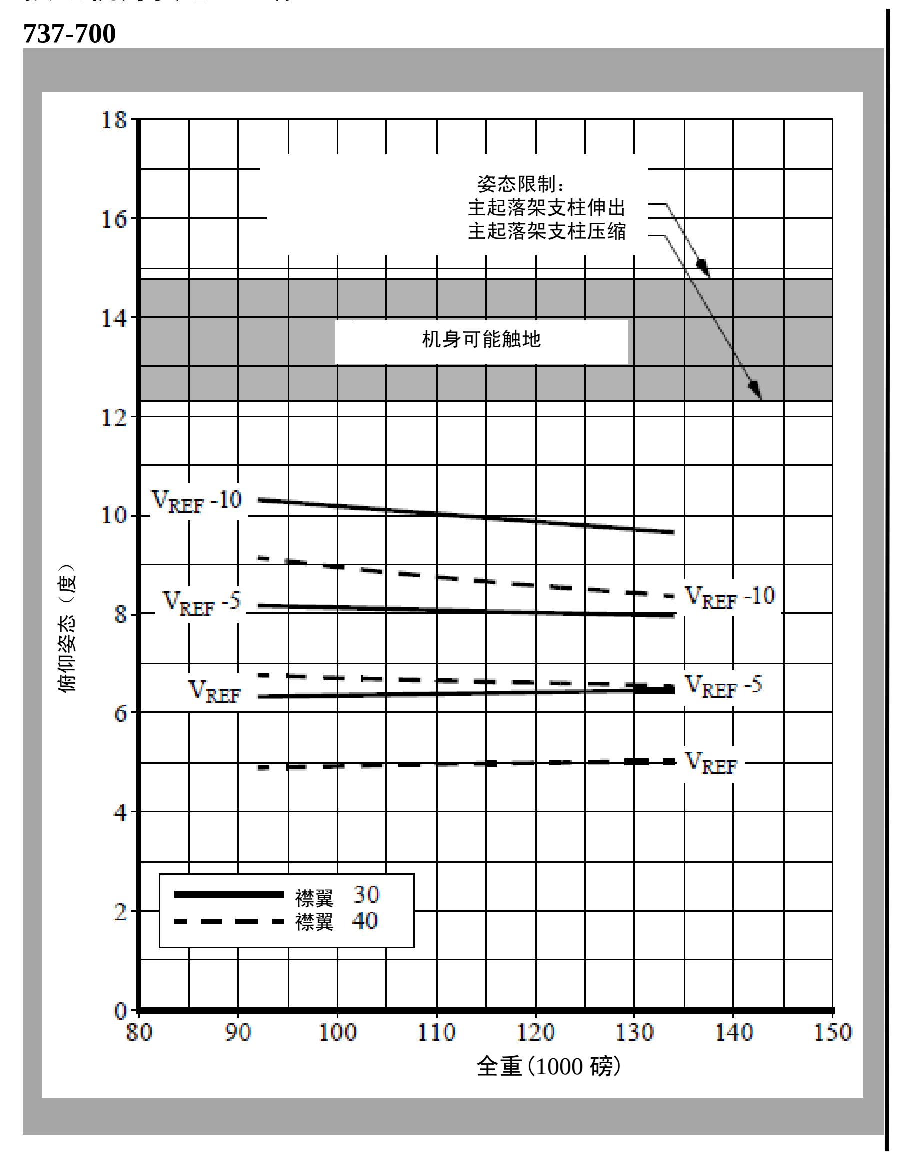
接地机身姿态 – 磅

737-600



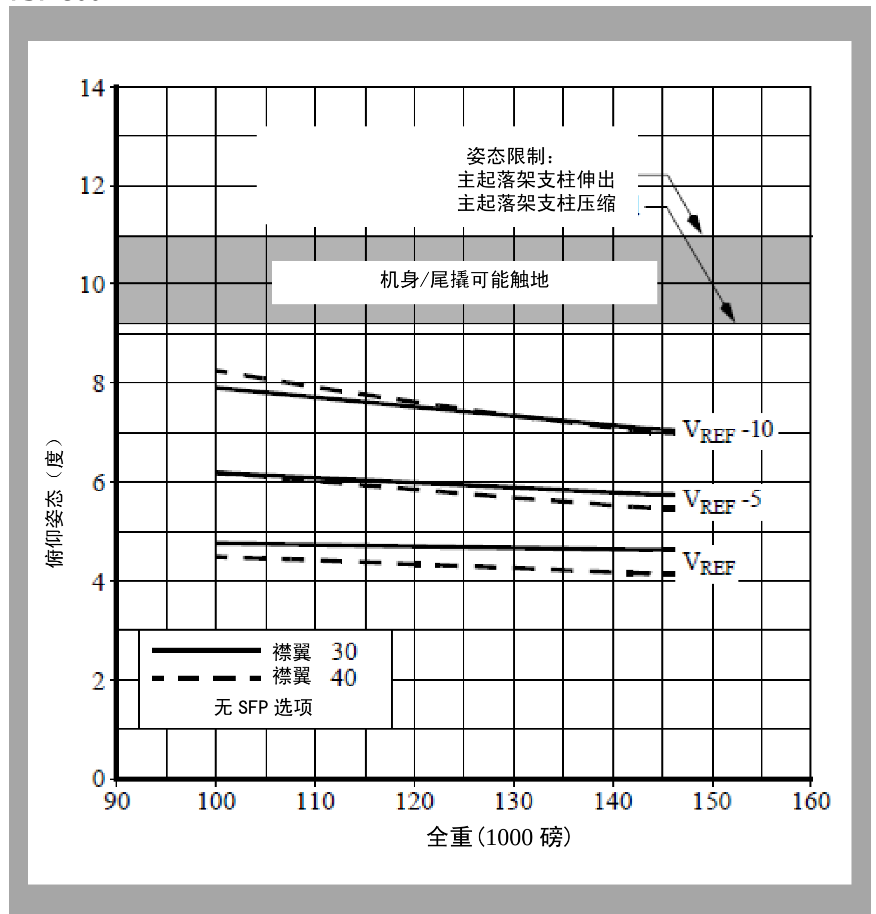
接地机身姿态 – 磅

737-700



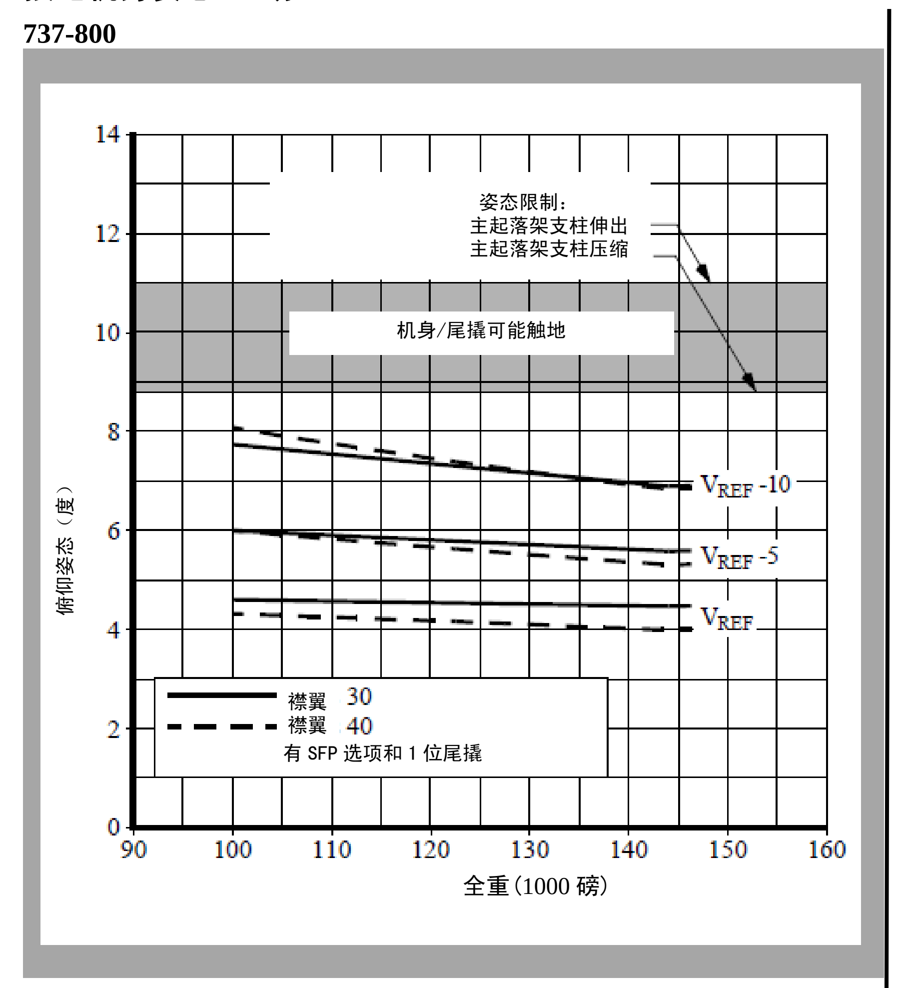
接地机身姿态 – 磅

737-800



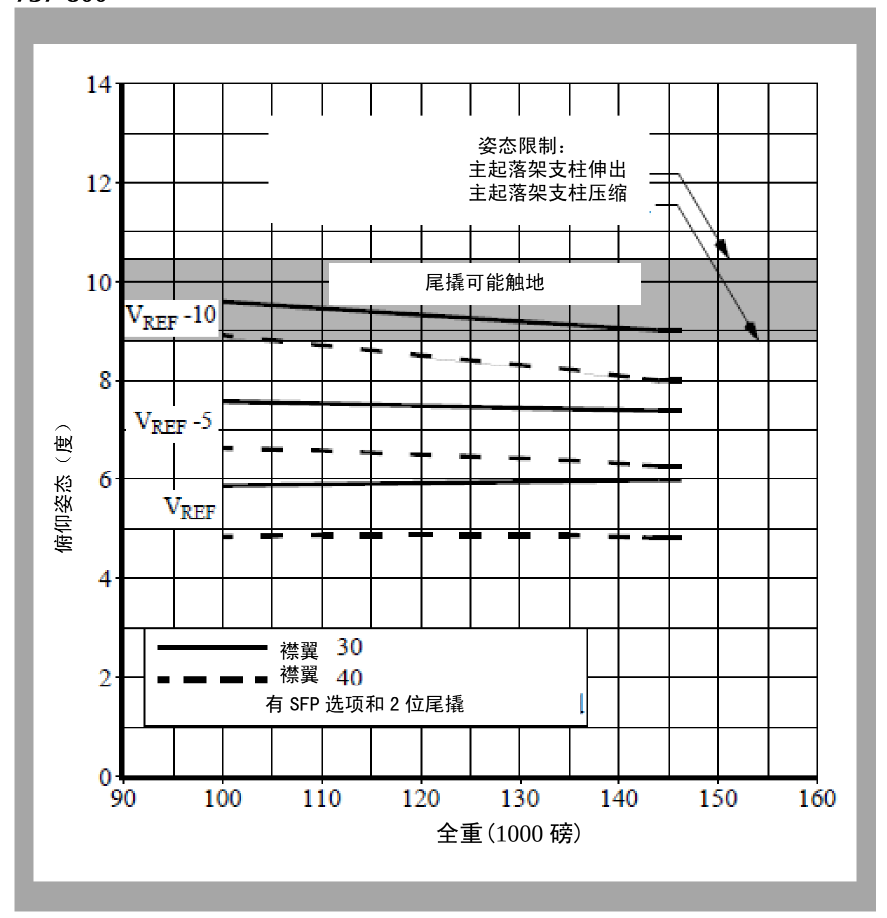
接地机身姿态 – 磅

737-800



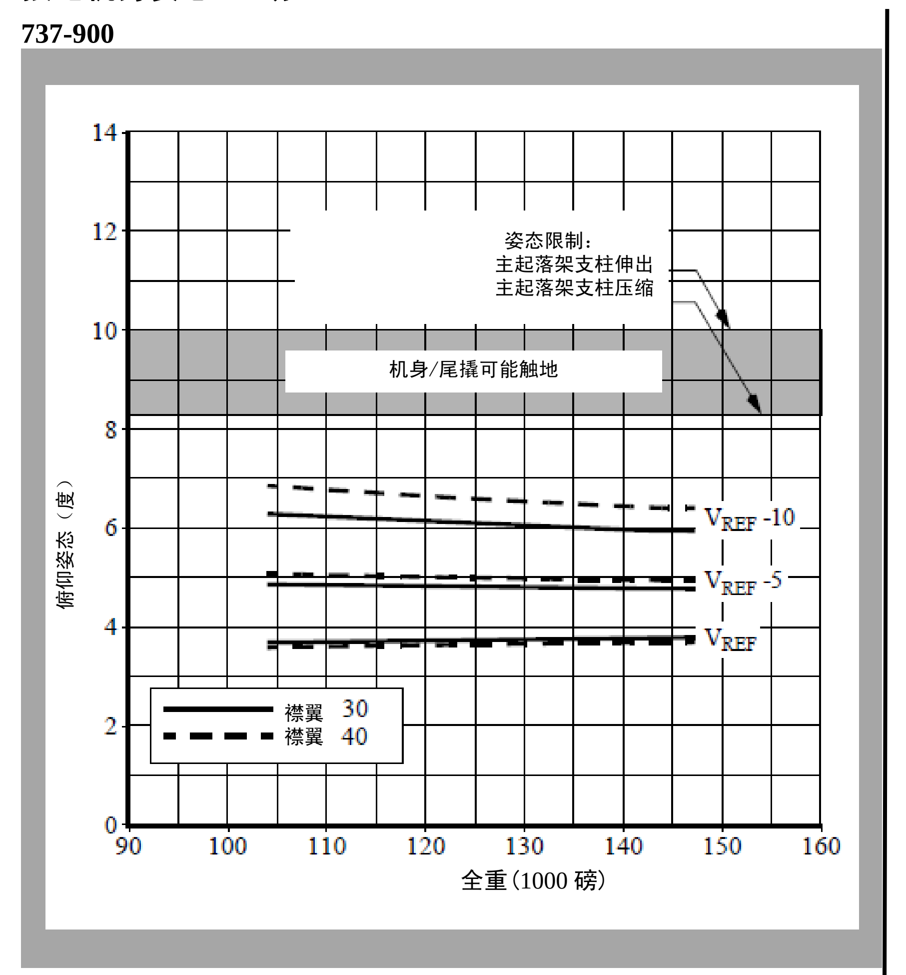
接地机身姿态 – 磅

737-800



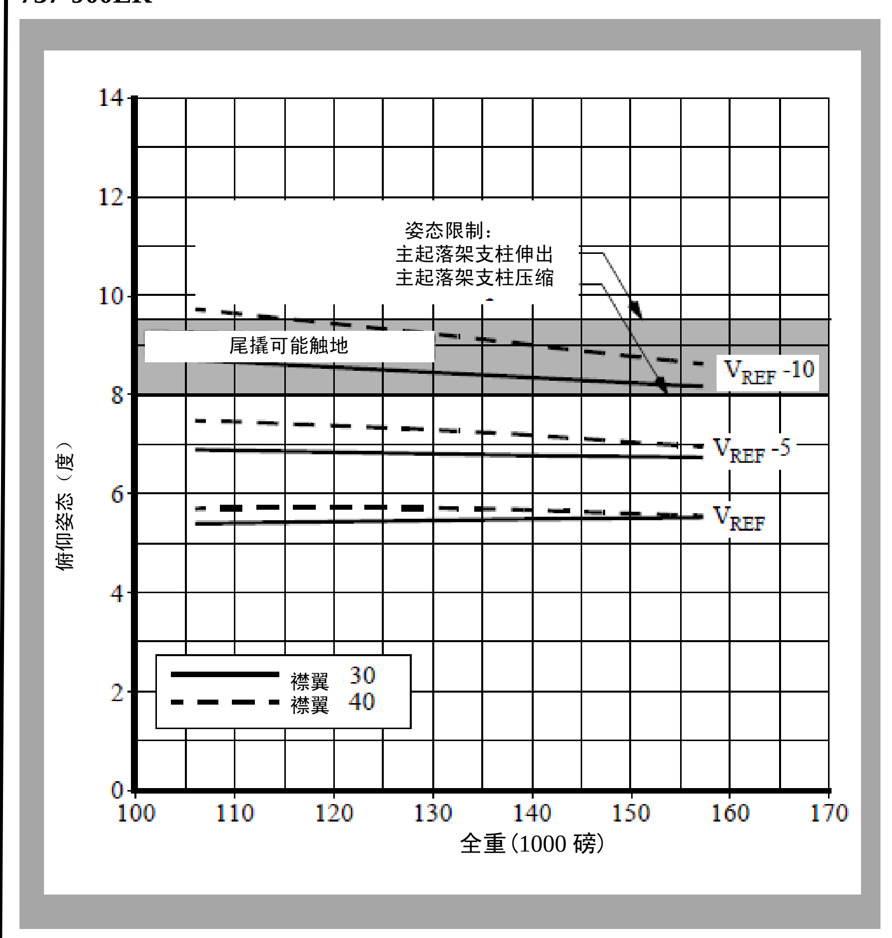
接地机身姿态 – 磅

737-900



接地机身姿态 – 磅

737-900ER



俯仰和横滚限制条件

触地角度-正常着陆图显示了飞机结构接触跑道时的机身横滚角/俯仰角。

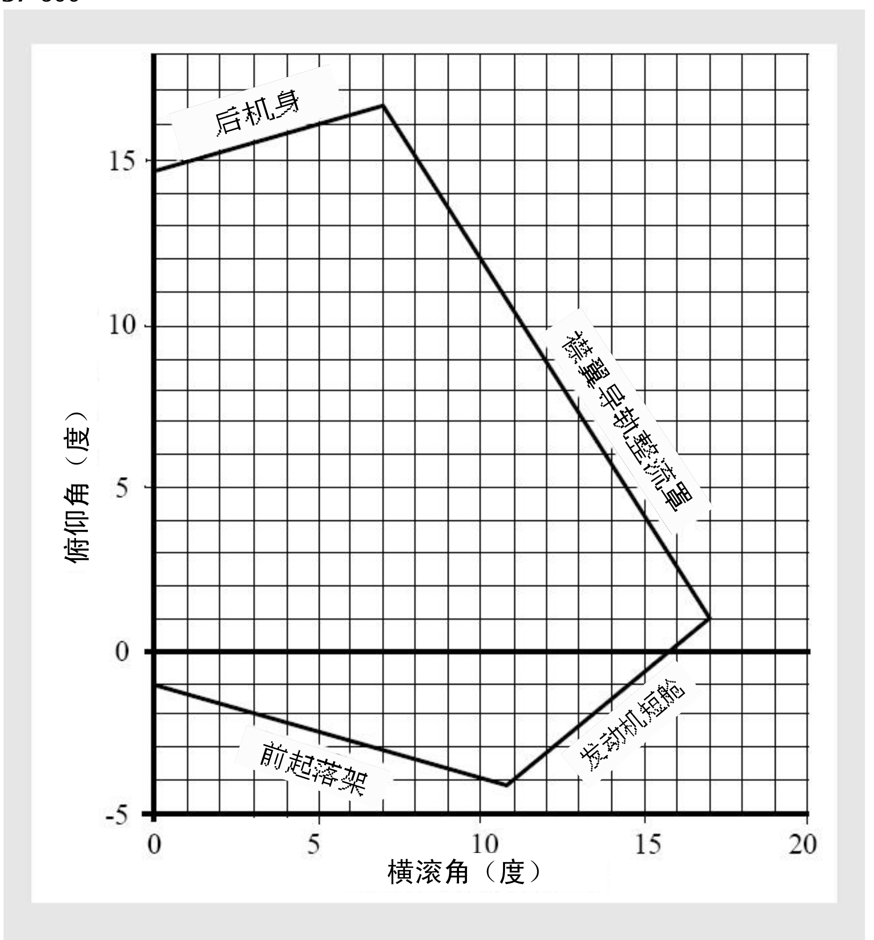
注：图表基于不弯曲的机翼，事实上由于机身结构性的弯曲，动态的机动会降低这个包线。因此，在图表上标示的包线内的机身横滚/俯仰角度会导致飞机结构接触跑道。

条件

• 俯仰，以主起落架中心线为基准	• 横滚，以主起落架外侧轮胎为基准
• 起落架支柱压缩且稳定	• 对于所有襟翼卡位都有效
• 对于所有操作舵面位置都有效	

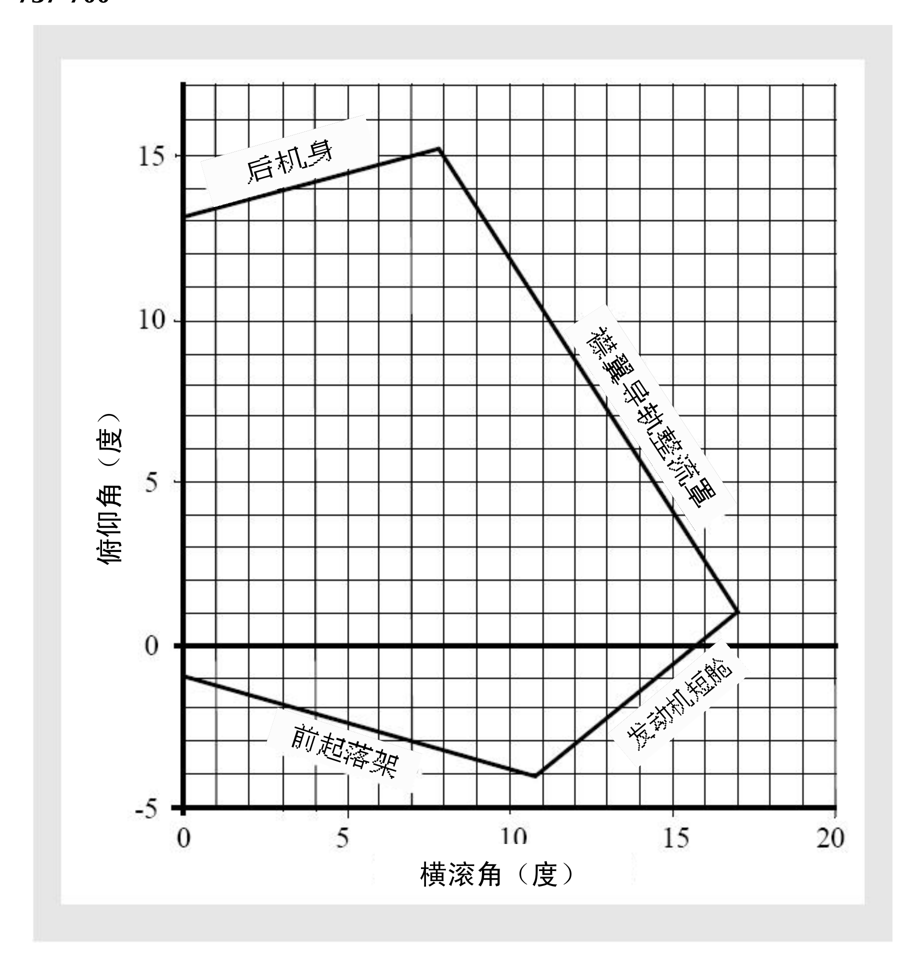
触地角—正常着陆

737-600



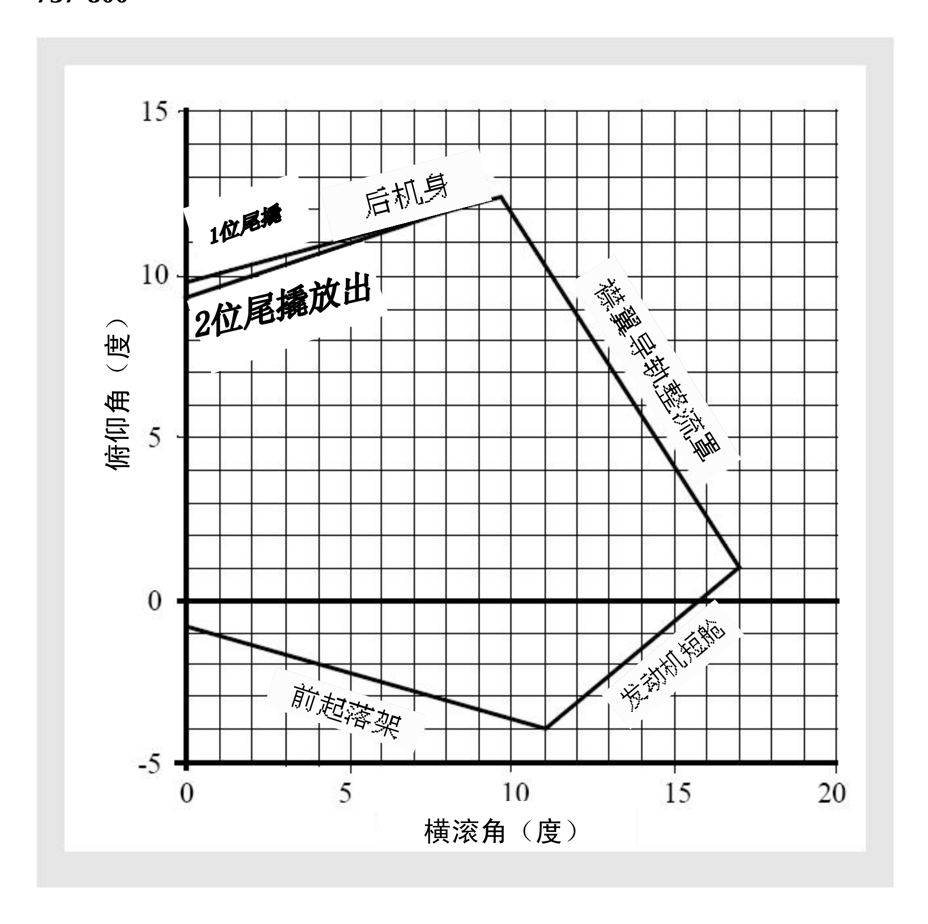
触地角—正常着陆

737-700



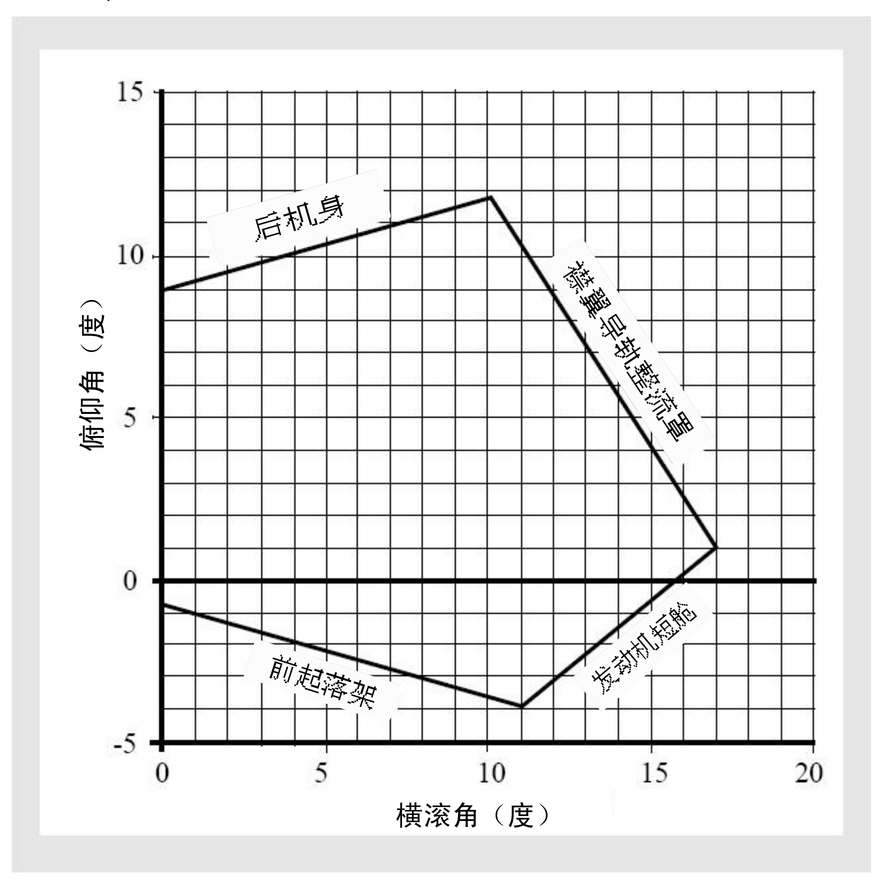
触地角—正常着陆

737-800



触地角—正常着陆

737-900，737-900ER



弹跳着陆的改出

如果飞机跳起，保持或重新建立正常的着陆姿态并按需增加推力来控制下降率。对于较小的跳起或跳跃不必增加推力。当发生高而重的跳跃时，开始复飞。使用复飞推力并使用正常的复飞程序。在建立正爬升率之前不要回收襟翼，因为在复飞中可能发生第二次接地。

如果在初始接地中保持高于慢车的推力，减速板即使预位也无法自动放出，这会导致弹跳着陆。在随之而来的跳跃中，如果油门杆收回到慢车，减速板会自动放出，使升力损失且机头上仰，在随后的接地中造成擦机尾或重着陆。

中断着陆

中断着陆机动由某些航空公司及管理机构训练并评估。尽管机组操作手册（FCOM）/快速检查单（QRH）不包含名为中断着陆的程序或机动，但如果在接地前开始中断着陆，那么这一机动飞行的要求可以通过复飞程序来完成。参考第 5 章，接地后复飞，以获取更多与该主题相关的信息。

着陆滑跑

避免在推力高于慢车位时接地，因为这会产生机头上仰趋势，并且会增加着陆滑跑距离。

主起落架接地后，开始着陆滑跑程序。如果减速板没有自动放出，立即将减速板手柄推至 UP 位置。柔和地将前轮放到跑道上。不需要将操纵杆从中立位向前压杆。不要试图带住前轮而使之离开跑道。为了气动刹车而在接地后保持机头上仰并不是一种有效的刹车技术，会导致刹车时较高的前起落架下沉率，并降低刹车效应。

为避免可能的飞机结构损坏，在前轮接地前不要做大的推杆动作。

为避免擦机尾的危险，不要在接地后增加俯仰姿态。然而，着陆过程中过量地应用机头向下升降舵会导致实质性的前机身损坏。不要使用最大向下升降舵。使用适当的自动刹车设置或根据跑道条件和跑道可用长度的需要，稳定地增加脚蹬压力，人工柔和地使用机轮刹车。按需使用恒定地或增加的刹车压力来保持减速率直到停稳或达到所需的滑行速度为止。

减速板

当前轮接触跑道后减速板可全部升起，而不会产生不良的俯仰影响。减速板消除机翼升力，使飞机重量压在主起落架上，从而提供良好的刹车性能。

除非接地后减速板升起，否则刹车效应一开始就会降低 60％，这是因为压在轮上的重量很小，而且刹车使用时会引起防滞系统快速调节。

正常情况下，减速板预位并自动放出。接地后，两名飞行员都应监控减速板的放出，如果自动放出失效，应立即人工放出减速板。

着陆阶段飞行员应熟悉减速板手柄位置，这对于防止冲出跑道是很重要的。着陆时监控飞机的飞行员（PM）应通告减速板的位置。这将提高着陆过程中机组对扰流板位置的熟悉程度，并形成良好的习惯，从而避免无法观测故障或无法解除已预位的扰流板系统。

着陆滑跑中的方向控制和刹车

如果前轮没有及时落到跑道上，刹车和转弯能力会明显降低，并且不会获得阻力效应。方向舵控制在约 60 海里/小时是有效的。在着陆滑跑中，方向舵脚蹬转弯足以保持方向控制。达到滑行速度前不要使用前轮转弯手轮。有侧风时，向迎风一侧压盘以保持机翼水平，这将有助于控制方向。接地后立即执行着陆滑跑程序。任何延迟都会显著增加停止距离。

停止距离随着风的条件以及任何与建议的进近速度的偏差而变化。

影响着陆距离的因素

对于正常和非正常构型着陆距离的咨询信息包括在 QRH 的“空中性能”（PI）一节中。最大效应停止的实际停止距离约为干跑道场地长度要求的 60％。影响停止距离的因素有：通过跑道入口的高度和速度、下滑道角度、着陆拉平、前轮接地、反推使用、减速板、机轮刹车以及跑道道面状况等。

注：在着陆的高速阶段，反推和减速板阻力最有效。应尽早放出减速板和使用反推。

注：当减速板完全放出，与最大反推和最大人工防滞刹车一起使用可提供最短的停止距离。

必需避免接地前在跑道上平飘，因为这样会用去大段可用跑道。飞机应尽可能在接近正常接地点的地方着陆。跑道上的减速率约比空中的大 3 倍。

飞机飞越跑道入口的高度也明显地影响总的着陆距离。例如，在 3 度的下滑轨迹上，如果以 100 英尺而不是 50 英尺的高度飞越跑道入口，将使总着陆距离增加约 950 英尺。这是由于在飞机实际接地前，已用完了跑道长度。

下滑道角度也影响总的着陆距离。当下降轨迹过于平缓时，即使保持适当的高度飞越跑道头，总的着陆距离也会增加。

非正常着陆距离

由于进近速度较高、减速装置（扰流板、刹车、反推）性能可能降低与非正常着陆现象相关，实际的着陆距离会增加。QRH 中 PI 章节内的非正常构型着陆距离表说明了各种非正常着陆构型和跑道条件下的 VREF 和着陆距离。

滑跑道着陆性能

附录 A.2.8

当在被冰、雪、融雪或积水污染的跑道上着陆时，必须考虑报告的刹车效应。关于报告的好，中，差刹车效应的咨询信息包含在 QRH 的 PI 章节中。与“好”相关的性能水平代表了湿跑道。与“差”相关的性能水平代表了湿冰覆盖的跑道。QRH 还提供各种自动刹车设定和非正常构型时的停止距离。当刹车效应报告为差时，飞行员应特别留意确认有足够的可用跑道长度。

飞行员应记住,滑/污染跑道咨询信息是以假设整个跑道道面情况相同为基础的。这表示对于污染跑道而言融雪/积水的深度相同，或者说滑跑道的刹车系数是固定的。数据无法包括所有可能的滑/污染跑道的组合情况，也未考虑到诸如橡胶沉积或大多数跑道尽头道面油漆过厚之类的因素。

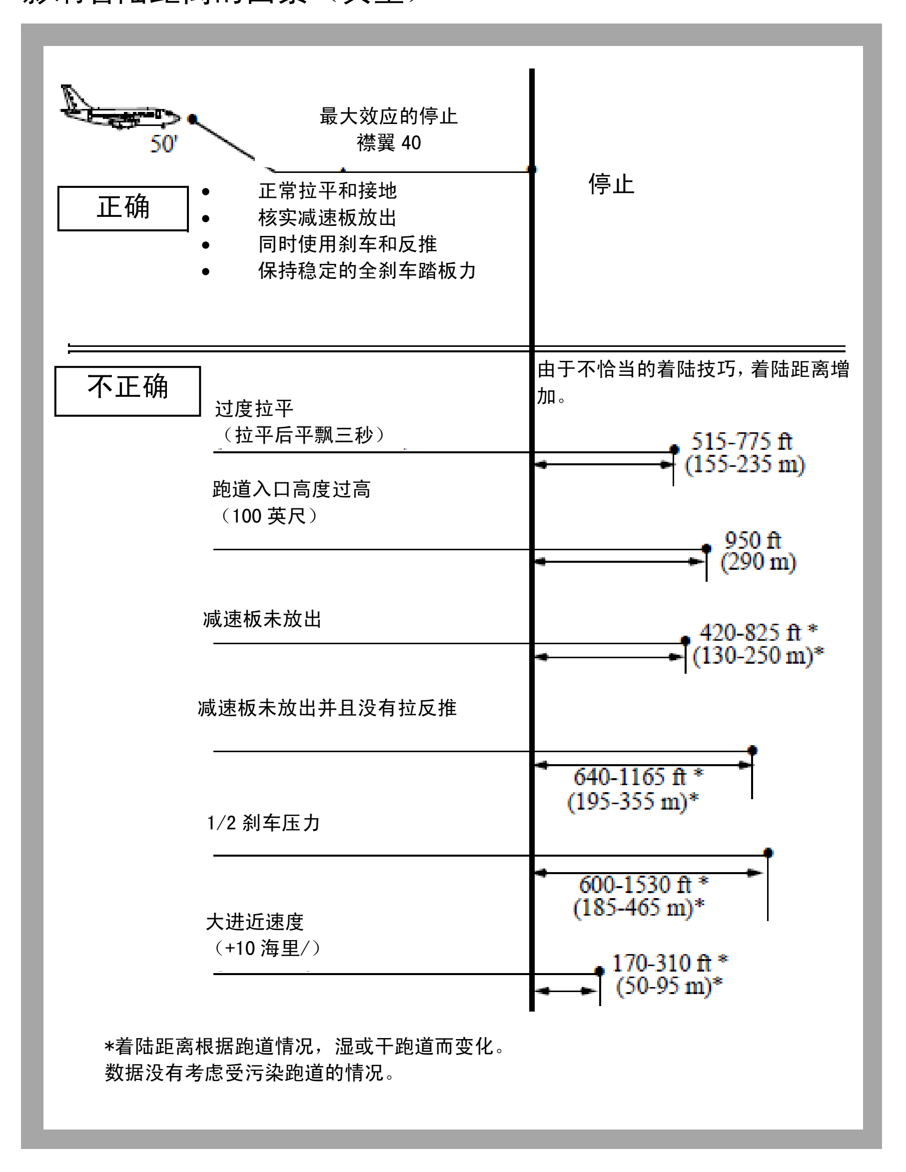
摩擦系数是常用的描述跑道的数据之一。地面摩擦测量车辆通常测量该摩擦系数。航空行业已经进行了大量工作以使地面摩擦测量车的摩擦读数与飞机性能建立关联。使用地面摩擦车辆应考虑到以下几点：

- 所测量出的摩擦系数取决于使用的地面摩擦测量车辆类型。还没有一种世界通用的方法使由不同的摩擦测量车辆得出的摩擦数据彼此之间，或者与飞机刹车能力之间建立关联
- 到目前为止，大多数将地面摩擦测量车辆性能比作飞机性能的测试，都是在相对地速下完成的（100 海里/小时或更低）。飞机减速特性的关键部分通常都在较高速度时（120 至 150 海里/小时）。

- 当在有积水、融雪或雪的跑道上进行测量时，地面摩擦车辆经常会提供不可靠读数。测量时，地面摩擦车辆可能不会在水上滑行（滑水），而飞机却有可能打滑。此时，地面摩擦车辆将会提供较好的跑道摩擦能力读数。另一种可能就是飞机不会打滑而地面摩擦车辆会，这样就会提供过渡悲观的摩擦能力读数。因此，地面摩擦车辆上的摩擦读数就不能代表在滑情况下的飞机能力。
- 地面摩擦车辆在特定的时间和位置测量跑道的摩擦情况。实际跑道摩擦系数会随着不断变化的大气状况而变化，比如温度变化、降水量等。同时，跑道状况也会在进行更多操作时改变。

考虑着陆跑道状况时，地面摩擦测量车辆的摩擦读数的确能为飞行员提供用于评估的额外信息。在计划着陆时，机组应结合 PIREPS（飞行员报告）和跑道的自然情况（雪，融雪，冰等）来评估这些读数。如果报告的刹车效应为“差”（poor）或当跑道上有融雪/积水时，在评估所有可用信息时应特别注意。

影响着陆距离的因素（典型）



机轮刹车

刹车力与作用于跑道上的轮胎压力以及轮胎与跑道间的摩擦系数成比例。在刹车循环中接触面一般变化很小。垂直力来自飞机重量和任何向下的空气动力，如减速板。

摩擦系数取决于轮胎的条件和跑道道面情况，（如混凝土道面、沥青道面、干道面、湿道面或结冰道面）。

自动刹车

任何时候当跑道受限制、使用高于正常的进近速度、在滑跑道上着陆或在侧风中着陆时，建议使用自动刹车系统。

对于自动刹车系统的正常操作，选择一个减速设定值。

设定值包括：

- **最大**（MAX）**：** 当需要最短停止距离时使用。减速率小于最大人工刹车时的减速率。
- **3：** 在湿或滑跑道上或在着陆滑跑距离受限制时使用。如果有足够的滑跑距离，将自动刹车设置为 2 可能更为恰当。
- **1 或 2：** 这些设定值提供适合所有的常规操作的中度减速效应。

飞机对于各种不同的跑道状况会有其相应的处置特性，可利用这方面的经验，对如何选择所需的减速率提供最基本的指导。

主起落架接地后时立即使用反推，使用最大反推可使自动刹车系统将刹车压力降至最低限度。由于自动刹车系统感应减速并相应地调节刹车压力，因此正确使用反推将在着陆滑跑的大部分阶段减少刹车。

接地后尽早建立所需反推是很重要的。这将最大限度降低刹车温度、减小轮胎和刹车的磨损，并减少在很滑的跑道上的停止距离。

与最大反推力相比，最小反推力可使刹车能量要求增大一倍，从而导致刹车温度远远高于正常值。

接地后，机组成员应警惕自动刹车脱开的显示。一旦自动驾驶脱开，监控中的飞行员（PM）应通报操纵飞机（PF）的飞行员

如果接通自动刹车不能保证停止距离，操纵飞机的飞行员应立即使用足够的人工刹车已确保在余下的跑道中能减速到安全的滑行速度。

QRH 中 PI 章节里的表格显示了可用自动刹车选项的停止能力。

过渡到人工刹车

由自动刹车过渡到人工刹车的速度由飞机的减速率、跑道条件和停止要求决定。通常在滑行速度前减速板保持打开，当确保停止距离在剩余跑道之内时，可以早些收起减速板。当过渡到人工刹车时，在到滑行速度前，按需使用反推。这一点在接近橡胶沉积物影响停止能力的跑道尽头时特别重要。

当从自动刹车系统过渡到人工刹车时，操纵飞机的飞行员（PF）应当通知监控飞机的飞行员（PM）。松开自动刹车的技术能影响乘客的舒适感和停止距离。这些技术是：

- 收起减速板手柄。当确保停止距离在剩余跑道之内时，该方法提供平缓的过渡至人工刹车，该方法在反推装置收起前后有效且较少依靠人工刹车技术。
- 像正常停止一样平缓地施加刹车踏板力，直到自动刹车系统解除预位。在解除自动刹车预位后，平缓地放松刹车踏板压力。在反推前解除自动刹车预位能平缓地过渡到人工刹车。
- 人工将自动刹车选择开关置于关(off)位置（通常由监控飞机的飞行员(PM)在操纵飞机的飞行员(PF)的指导下进行。）

人工刹车

下列用于人工刹车的技术在所有跑道条件下都会产生最佳刹车效应：

飞行员的座椅和方向舵脚蹬应进行调整，使得在方向舵偏量最大时可以使用最大刹车。

主起落架接地后，按所需刹车量迅速柔和地在刹车踏板上施加稳定地压力。对于短跑道或滑跑道，则使用最大刹车踏板压力。

- 不要使刹车压力忽大忽小、一松一踩，也不要采用其它特别地技术来改进刹车效应
- 在飞机速度减至安全滑行速度前，不要松开刹车踏板压力
- 对于所有跑道条件，防滞系统将使飞机的停止距离比任一防滞断开时或使用刹车踏板调整刹车时要短。

防滞系统通过探测到的即将发生的滞胎情况以及对各个轮胎的刹车压力进行调整以获得最大刹车效应，使飞行员施加的刹车压力适应于跑道道面条件。如果在滑跑道上采用刹车，在防滞系统为达到正确的刹车压力来达到最有效的刹车效应之前，会发生数次滞胎。

如果飞行员调整刹车踏板，防滞系统就必须重新调整刹车压力以建立最佳刹车效应。在这段重新调整时间内，刹车效能会有所损失。

在极滑跑道上高速滑行时可用刹车的摩擦系数低，可以解释为防滞完全失效。反复踩刹车或关闭防滞系统会降低刹车效能。保持稳定地增加刹车压力，使防滞系统发挥最佳功效。

尽管需要立即刹车，可是即使在实际情况表明需要更快开始刹车时，人工刹车技术在主起落架接地到踩刹车之间通常有 4 至 5 秒的延迟。这种延迟刹车会损失 800 至 1000 英尺的跑道。侧风情况的方向控制要求和低能见度将进一步增加延迟的时间。由于反推系统出现故障而分散了注意力也会导致人工刹车的使用延迟。

防滞不工作时的刹车

当防滞系统不工作时，可采用下列技术：

- 踩刹车前，确保前轮在地面上且减速板已放出。
- 使用少量踏板压力开始机轮刹车，并随地速减小而增加压力。
- 使用稳定的压力。

当防滞不工作时，NNC 将告诉机组不要连续踩，放刹车。这是因为每次刹车松开时，需要的停止距离就增加了。当然，每次再踩刹车时，打滑的可能性也增加了。

飞行测试显示，在湿的带槽的跑道上的刹车效力与干跑道相似。然而当防滞不工作时在跑道潮湿没有槽的部分使用刹车时，必须小心以免爆胎。

碳刹车寿命

对于碳刹车来说（如安装），刹车磨损主要取决于使用刹车的次数。比如，稳定地使用一次刹车造成的磨损比轻微地使用几次要小。为了保持恒定的滑行速度，而在一段长时间内连续轻微地使用刹车以防止飞机加速（采用点刹车），这会比适当地使用刹车带来更大的磨损。

滑行过程中，适当的刹车是指使用刹车使飞机减速，达到较低速度时松开刹车，飞机加速后再次使用刹车。

着陆过程中，一次有力地，高能量，长时间地使用刹车所产生的摩擦与一次轻微地，低能量，短时间地使用一样。这有别于停止过程中的钢刹车，钢刹车的磨损与刹车能量有关。

在正常着陆情况下，自动刹车2或3使刹车磨损、乘客舒适度和停止性能均达到最佳状态。由于自动刹车设置采用的刹车取决于减速率，自动刹车设置1会使自动刹车调整的可能性增大，尤其当使用反推时。自动刹车2或3会连续地使用刹车，这能增加碳刹车的使用寿命。

刹车冷却

在无额外空中刹车冷却的情况下，一系列的滑回或连续起飞着陆会导致刹车超温。每次着陆时刹车所吸收的能量是累积的。

在进近时提前几分钟放出起落架通常可以给着陆提供足够的冷却。总的空中冷却时间可由 QRH 中的 PI 一节确定。

选装刹车温度监控系统在估算刹车能量吸收方面给予飞行机组额外的指导。在刹车吸收能量后约 15 分钟，该系统指示一个稳定的值。因此，没有即刻或可靠的轮胎或液压油火警，轮胎磨损问题或机轮破裂的指示可用。对于正常的刹车操作，刹车温度监视读数在每次刹车之间可能变化。

注：应使用 QRH 中提供的刹车能量数据来识别潜在的超温情况。

严格遵守建议的着陆滑跑程序将保证刹车积温最小。

最小刹车热量

如果着陆时超重或其他导致刹车温度过热的因素存在，考虑使用下列技巧。正常着陆是，着陆重量低于最大着陆重量时不需要采用特别的着陆技术。

注：超重着陆时不建议使用自动落地。

为了最大限度降低刹车温度积累，建议使用下列着陆技巧：

- 选择最长的可用跑道但是避免顺风着陆。
- 使用最大的可用着陆襟翼设定。

- 使用与报告的跑道情况相一致的自动刹车设置，这可使所有可用跑道长度得到充分地使用。应根据航空政策来使用停止距离安全裕度。虽然自动驾驶一开始会增加刹车温度，但反推放出后，刹车的作用会降低。
- 确保接地前已经除去所有的顶风修正，避免着陆时超速
- 使用正常的起落架接地瞄准点
- 不要使飞机平飘
- 确保接地后减速板立即放出
- 主轮接地后尽早选择最大反推。不要等到前轮接地才这样做。这样做的目的是使用反推作为主要的力使飞机停止。进一步使用最大反推使刹车热量降低到最小。
- 若可以确保在剩余跑道内使飞机停下，关闭自动刹车，用反推使飞机减速。
- 如果怀疑飞机不能停止在跑道内，继续使用加速板或采用人工刹车按需使用最大刹车。
- 考虑尽早放起落架以按需提供最大刹车冷却。

反推操作

在着陆阶段必需保持对前油门杆和反推手柄位置的了解。不正确的座椅位置和长袖衣服可能无意中使前油门杆前移，从而妨碍了反推手柄的移动。

手应当放在舒适、可以容易地接触到自动油门断开电门的位置，从而可以通过各种动作来控制油门杆和反推在全部行程范围的移动。

注：高速时反推最有效。

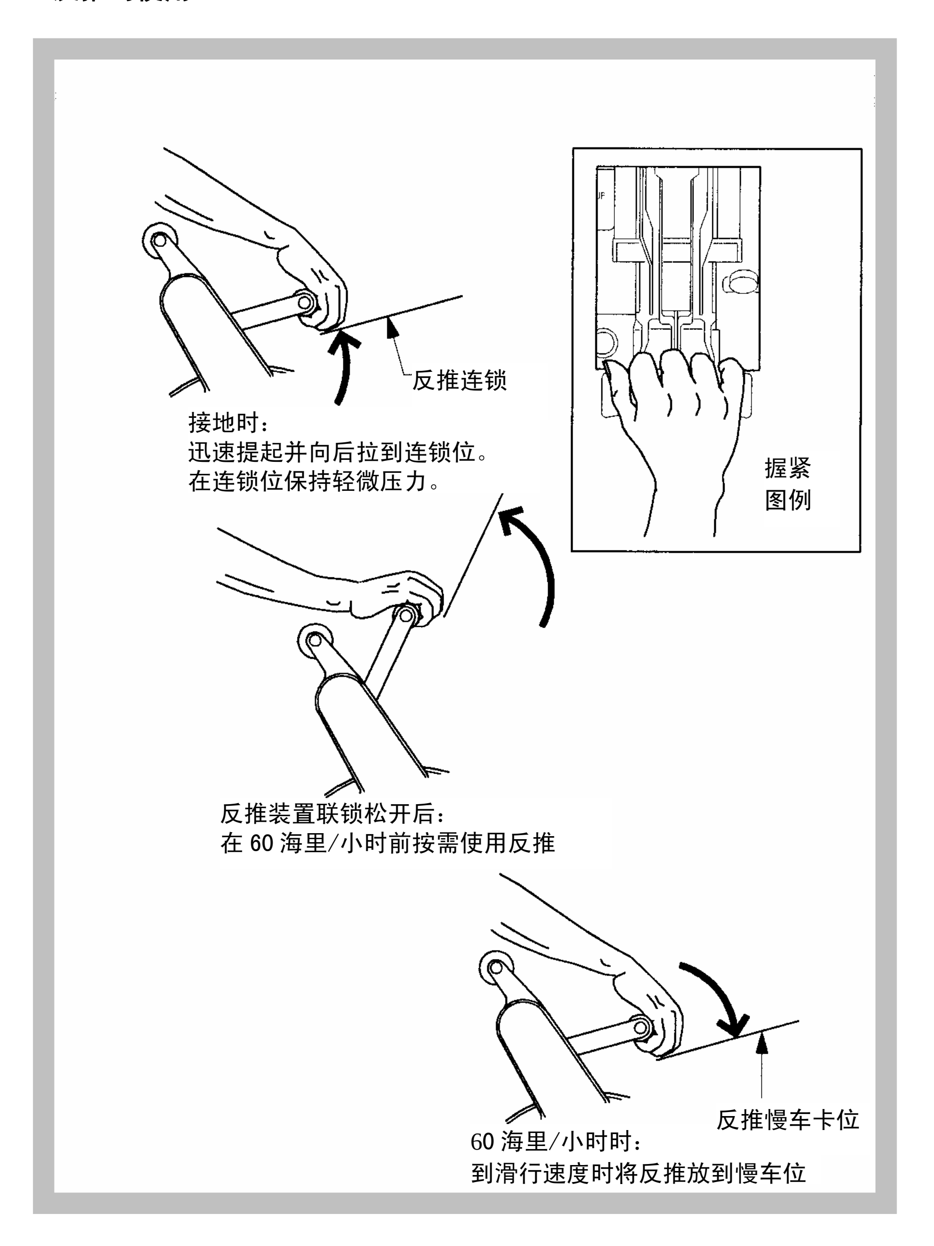
接地后，油门杆在慢车位，迅速向上提起反推手柄，向后拉到联锁位，然后到 2 号反推卡位。条件允许时，反推应限制在 2 号卡位。监控飞机的驾驶员（PM）应监控发动机运行极限，并报出所有接近或超过发动机使用极限的情况、所有反推失效或其它不正常现象。

空速接近 60 海里/小时之前，可按需保持至最大反推。在这一点开始减小反推，以便使反推杆向下压的速率与飞机的减速率相匹配。到滑行速度时，油门杆应放回到反推慢车位，然后当发动机减小到慢车后，将反推手柄全部压下。在 60 海里/小时与滑行速度之间，反推减小至慢车，防止发动机排气管再吸入，降低外来物损坏的风险，也有助于飞行员在一台反推失效时保持对飞机方向的操纵。

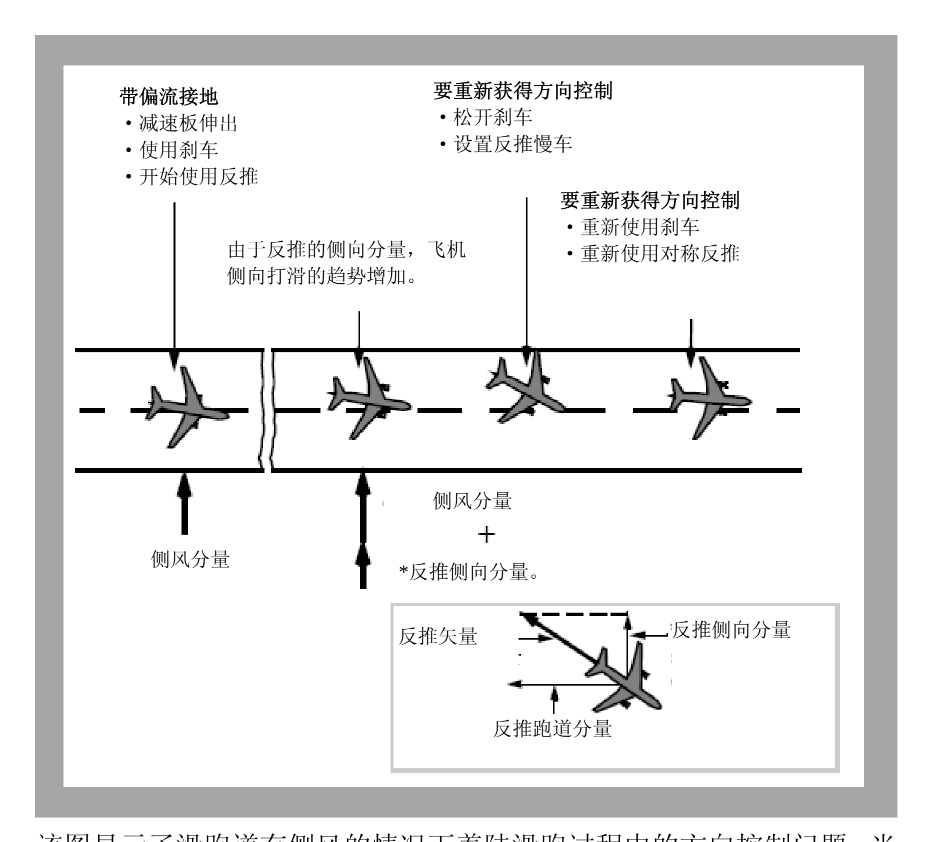
注：在反推运行时，如果一台发动机喘振，那么两台发动机迅速选择反推慢车。

监控飞机的飞行员（PM）应报出 60 海里/小时，以协助操纵飞机的飞行员（PF）按计划使用反推。当反推取消时，监控飞机的飞行员（PM）还应喊出任何无意中选择的正推力。如在反推操作期间发动机发生喘振，应立即将两台发动机均选至反推慢车位。

反推的使用


反推连锁
接地时：
迅速提起并向后拉到连锁位。
在连锁位保持轻微压力。
握紧
图例
反推装置联锁松开后：
在 60 海里/小时前按需使用反推
反推慢车卡位
60 海里/小时时：
到滑行速度时将反推放到慢车位

反推和侧风（双发）



该图显示了滑跑道有侧风的情况下着陆滑跑过程中的方向控制问题。当飞机开始向侧风的上风方向偏转时，反推侧力分量加上侧风分量使飞机侧向滑动到跑道的下风边。同样地，大的刹车力会降低轮胎的转弯能力。

要想修正回跑道中心线上，应松开刹车并将反推减至反推慢车。松开刹车会增加轮胎的转弯能力并保持或重新获得方向控制。设置反推慢车能减小反推侧力分量而无需经过完整的反推工作循环。按需使用方向舵脚蹬转弯和差动刹车，以防止修正过量偏到中心线另一侧。当重新获得方向控制且飞机向跑道中心线修正时，使用最大刹车和对称的反推使飞机停下。

注：使用该技术会增加所需着陆距离。

反推—EEC在备用方式

使用正常反推技术。

反推—发动机不工作

单发不工作时，可使用不对称反推。对工作的发动机使用正常的反推程序和技术。如减速中出现方向控制问题，将反推手柄放回反推慢车卡位。

侧风着陆

以下的侧风指导是经过飞行测试数据、工程分析和飞行模拟器评估得出的。这些侧风指导是以稳定风（无阵风）条件为基础的，包括所有发动机工作和单发不工作。阵风效应经过评估，并且在不显著影响所建议的指导的情况下会增加飞行员的工作负担。

着陆侧风原则

附录 A.2.8

限制不考虑着陆侧风。提供侧风原则以帮助用户建立他们自己的侧风原则。

在滑跑道上，侧风原则是跑道道面条件的变化而变化。这些原则假设不利的跑道条件及正确的飞行技术。

跑道状况	侧风分量（海里/小时）*
干	40***
湿	40***
积水/融雪	20
雪-未融化**	35***
冰-未融化**	17

注：使用不对称反推时，在湿或污染跑道上将侧风指导减小 5 海里/小时。

*风值测自塔台高度 33 英尺（10 米）处，适用于 148 英尺（45 米）或更宽的跑道

**在未经处理的冰或雪跑道上，只有在未融化的情况下方可尝试着陆。

***如果襟翼 15 时侧风超过 17 海里/小时，襟翼 30 时侧风超过 20 海里/小时，或襟翼 40 时侧风超过 23 海里/小时，不建议仅用侧滑方法（无偏流）着陆。这种建议保证了足够的离地间隙，并且是以保持足够的控制裕量为基础的。

注：有翼梢小翼的飞机，仅在侧滑方法（无偏流）着陆时，侧风减小 2 海里/小时。

侧风着陆技术

执行侧风着陆有三种方法：它们是偏流修正技术（拉平中消除偏流），带偏流接地以及侧滑技术。侧风进近过程中保持侧航时，将驾驶舱偏在中心线的迎风一侧，以使主起落架在跑道的中心线上接地。

拉平中修正偏流

这种技术的目的是在整个进近、拉平、和接地过程中保持机翼水平。五边进近时，在机翼水平的情况下，建立一个偏流角来保持所需轨迹。在刚要接地前拉平飞机时，使用下风侧的方向舵消除偏流并将飞机对准跑道中心线。

使用方向舵时，逆风一侧的机翼会前掠而产生横滚。向迎风侧压副翼保持机翼水平。使用交叉控制完成接地且两侧起落架同时接地。在整个接地阶段，使用向上风一侧压副翼的方法来保持机翼水平。

带偏流接地

飞机在着陆侧风指导速度以下可以只使用偏流法（零侧滑）着陆。（见本章的着陆侧风指导表）。

在干跑道上，在以修正偏流的方法对正跑道时，接地时，飞机的轨迹向跑道迎风面一侧偏。此时，需要立即用逆风一侧的副翼来确保机翼保持水平，用方向舵来跟踪跑道中心线。接地时偏流量越大，与接地点的横向偏差越大。由于该原因，当在干跑道上强侧风着陆时，不建议仅带偏流接地。

在非常滑的跑道上，只使用偏流着陆时会减少接地时飞机向顺风一侧的偏移，由于所有主起落架同时接地，所以允许快速使用扰流板和自动刹车，由于在接地前不必使飞机消除偏流，所以可以减轻飞行员的工作负担。然而，接地后必须运用正确的方向舵和迎风一侧的副翼，以确保保持住方向控制。

侧滑（低机翼）

侧滑侧风修正技术是将飞机对准跑道中心线的延长线，以使主起落架在跑道中心线上接地。

在进近至着陆的初始阶段使用偏流方法来修正侧滑。在拉平前，飞机的中轴线对准跑道中心线或与其平行。向顺风方向蹬舵对准纵向轴以获得所需航迹，使用副翼来压低迎风一侧的机翼以防止偏流。蹬另一侧的舵以建立一个稳定的侧滑形态，且向迎风机翼一侧压杆以将飞机保持在所需的航道上。

接地时，使迎风一侧的机轮稍先于顺风一侧的机轮触地。应避免横滚操纵过大，因为坡度过大会造成发动机吊舱或外侧襟翼触碰跑道（见本章离地间距角—正常着陆图表）。

正确的协调操作可以使方向舵和副翼操纵位置在进近的五边阶段、接地和着陆滑跑开始时几乎处于不变的状态。然而，紊流通常与侧风有关，所以一般很难在进近五边阶段至接地期间保持交叉控制的协调。

如果机组选择以侧滑法接地，则在强烈侧风时可能需要增加偏流。（参阅本章的着陆侧风指导表）。向迎风侧压杆并使用偏流角使主起落架接地。迎风侧的起落架先接地，向顺风侧稍蹬舵使飞机对正跑道中心线。接地时，增加迎风侧副翼的用量以保持机翼水平。

超重着陆

超重着陆可以通过使用正常的着陆程序和技术来安全地完成。超重着陆时没有不良的操纵特性。通常在所有全重条件下襟翼 30 或 40 的着陆距离都小于起飞距离。然而，必须验证 QRH 中“空中性能”一章的着陆距离表中的滑跑道长度要求。在所有全重条件下襟翼 30 或 40 的着陆都不会超出刹车能量极限。

注：建议使用襟翼 30 而不是襟翼 40 以增加至襟翼标牌速度的裕度。

如果考虑到停止距离的话，则尽可能多地减轻着陆重量。按照机长意图，通过在低高度大阻力构型下（起落架放下）等待来消耗最多地燃油，以此来减轻重量。

分析表明，在高全重下、以与要求襟翼设定在 15 或更小的非正常程序相关的速度着陆时，最大效应停止可能会超出刹车能量极限。在这种情况中的飞机全重可能远远超出最大着陆重量。对于这些非正常着陆，最大限度地使用可用跑道以使飞机停下来。

放襟翼和五边进近过程中，观察襟翼标牌速度。在等待和进近航线上，应以正常机动速度实施机动飞行。放襟翼过程中，在放到下一个襟翼位置前，空速可减小至正常机动速度以下 20 海里/小时。这些较低的速度会产生较大的襟翼标牌速度裕度，同时仍可提供正常的坡度角机动能力，但在所有情况下都不能超过坡度裕度 15 度。

使用最长的可用跑道，并考虑风和坡度影响。尽可能避免在顺风情况下、在下坡跑道或低于正常刹车条件的跑道上着陆。五边上空速不要过大。这对于在单发或其它非正常情况下着陆尤为重要。当重量大于最大着陆重量时，五边进近的最大风增量可能会受到襟翼标牌速度和卸载系统的限制。

按正常剖面飞行。确保不要形成高于正常值的下降率。不要为了柔和着陆而带住飞机。在正常的接地点把飞机飞到跑道上。如果可能发生着陆距离过长的情况，则复飞。接地后，立即使用最大反推，利用所有可用跑道将飞机停住，以使刹车温度最低。不要试图提早脱离跑道。

QRH 中 PI 一节包括了自动刹车停止距离指导。如果基于对进近速度、跑道条件和跑道长度的考虑，有足够的停止距离，应使用建议的自动刹车设定值。

超重自动着陆原则

不建议使用超重自动着陆。波音飞机上的自动驾驶未经过超过最大着陆重量进行着陆的认证。速度和重量均超过正常值时，这些系统的性能可能都达不到要求，也没有经过彻底测试。可以尝试自动进近，但飞行员必须在达到拉平高度前断开自动驾驶并完成人工着陆。

紧急状况时，如果驾驶员确定超重着陆是最安全的行动，则应密切监控进近和着陆并考虑下列因素：

- 接地可能超出正常接地区域；考虑额外的着陆距离。
- 以高于正常值的下降率接地可能会超过结构极限。
- 如果自动着陆性能不令人满意的话，可以计划复飞或人工着陆；自动复飞可在接地前一刹那开始，且即使飞机在复飞开始后触地，自动复飞仍可继续。

机动 第 7 章
目录 第 TOC 节

前言

该章概括了在训练及操作环境下的机动中，建议使用的操作方法及技术。飞行剖面的插图代表了在完成飞行机动时波音建议的基本构型，并为标准化及机组配合提供了基础。

机动用于接近失速的改出，地形避让，交通避让，不稳定飞行状态改出，或风切变，这些将导致偏离 ATC 的许可。除非有其他许可，否则机组应在这类机动之后迅速地回到适用的 ATC 许可。

加速到 VMO 和从 VMO 减速

加速到最大使用速度（VMO）以及由 VMO 减速显示了飞机的性能能力以及在整个中高度速度范围内，飞机对速度，推力，和形态变化的反应。该机动在全动模拟机上执行，仅供演示之用。通常在 10,000 到 15,000 英尺执行，根据速度限制而模拟减速至 250 海里/小时。

VMO 既是结构极限，也是最大使用指示空速。从海平面到 VMO 与最大飞行马赫数（MMO）一致的高度之间，VMO 是一个恒定的空速。MMO 是这一高度以上的结构限制速度。在较低高度平飞，推力足够能超出 VMO。平飞时，如果无法降低到巡航推力则会导致空速过大。

在自动油门接通、自动驾驶断开时以目前的巡航速度开始机动飞行。将指令速度设定为 VMO。随着速度的增大，观察：

- 为了使飞机处于配平状态和保持平飞需用下俯配平
- 加速时的操纵质量
- 在 VMO 时的自动油门保护。

当速度稳定在恰好低于 VMO 值时，在保持高度的同时以高速实施转弯。接着，通过断开自动油门和增加推力来加速，使速度高于 VMO。

如果出现超速警告，应将推力降至慢车位，将指令速度设定为 250 海里/小时，并减速至指令速度。由于机身处于光洁气动形态，无论多大剩余推力都会导致更长的减速时间。随着空速的下降应留意，需要使用下俯配平来使飞机处于配平状态并保持平飞。减速时应注意从超速警告出现到达到 250 海里/小时这段时间内所通过的距离。

一旦稳定在 250 海里/小时，将指令速度设定为襟翼收上机动速度，并减速至指令速度，仍要注意减速过程中通过的距离。注意减速时的操纵质量。

该机动可以使用减速板重复进行，以比较减速的时间和距离。

熟悉发动机失效

进行下列练习是为了增进操纵单发飞机的熟练性，并熟悉方向舵控制要求。

	状态 1	状态 2
空速	襟翼收上机动速度	V2
起落架	收上	放下
襟翼	收上	15
推力	按需	MCT（最大连续推力）
配平时—将一个油门杆收至慢车位 操纵—施加操纵以保持航向和机翼水平 方向舵—使用方向舵以使驾驶盘在中立位置 空速—利用推力（状态 1）和俯仰（状态 2）来保持 配平—按需，减小操纵力		

在起飞滑跑和离地后发动机失效的操作性是极好的，最小空中操纵速度低于 VR 和 VREF。

方向舵和水平控制

熟悉这部分内容用来增进操纵单发飞机的熟练性，也有助于熟悉方向舵操纵的要求。

在仪表条件下飞行时，应以姿态指示器为中心进行仪表巡视。不对称状态通常首先表现为横滚。应使用横滚控制（副翼）来保持机翼水平或维持所需坡度角。以与推力改变同样的速率柔和地使用方向舵来停止偏航。当方向舵输入量正确时，几乎不需要移动驾驶盘。按需精确方向舵输入量并配平方向舵，以使驾驶盘保持大致水平。

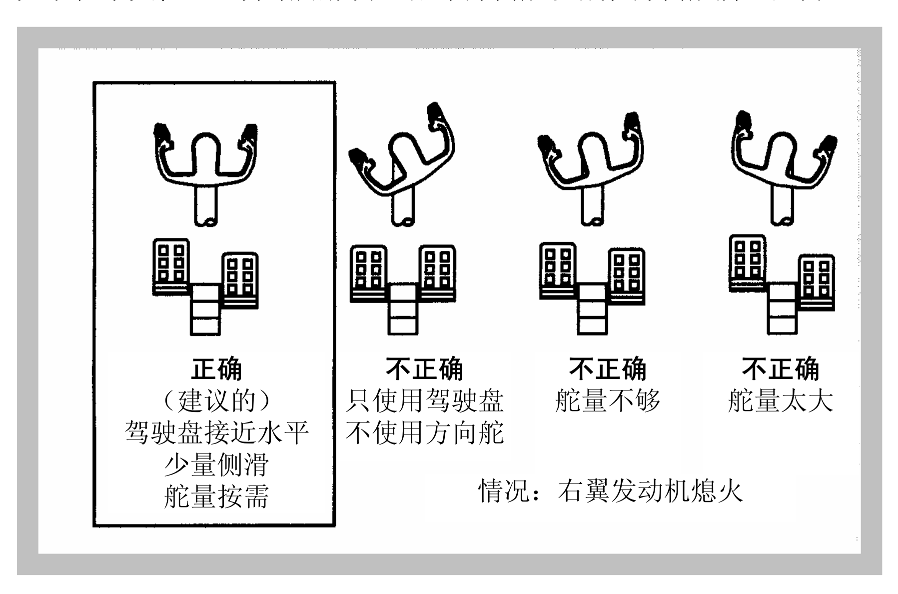
当配平好方向舵使驾驶盘水平后，飞机保持航向。在坡度指示器上可以注意到向工作发动机一侧有少量的坡度。侧滑指示器会略微偏向工作的发动机一侧。

如果用过大的驾驶盘位移量配平飞机，最大的水平操纵将不可用，一侧机翼上的扰流板会升起，增加阻力。

以恒定的空速转弯并保持方向舵偏转恒的量。不要尝试在转弯中协调方向舵和水平操纵。由于偏转，蹬舵会产生横滚，并且会导致飞行员向反方向压盘来抵消方向舵的摆动。

下图示意了正确与不正确的方向舵使用。

如果在自动驾驶接通时发生发动机故障，人工操纵方向舵，以使驾驶盘大致在中央位置，并增加推力。配平方向舵以减轻方向舵脚蹬压力。



推力和空速

如果推力没有限制，若需要的话可以施加额外推力来控制空速。在低高度，开始时可以使用发动机失效时的双发燃油流量来建立推力设置。如果性能受到限制（高高度），在设置最大连续推力时，调整飞机姿态来保持空速。

注：单发时不应使用自动油门。

高高度机动，“G”抖振

飞机机动飞行造成的抖振通常称为“g”抖振。在颠簸飞行状态中，在速度小于最大飞行马赫数时，也可能出现高高度下的“g”抖振。在训练中，有意导致抖振以展示飞机在抖振飞行中对操纵输入的反应。

建立一个 M0.80 的空速。通过柔和地增大坡度角直至抖振明显来引起“g”抖振。增大坡度角地同时增大下降率以保持空速。坡度不要超过 45°。如在 45°坡度时，仍不发生抖振，则加大带杆的力度直到产生抖振。当感到抖振后，放松杆力并柔和地改出到直线平飞。注意在整个过程中，操纵都完全有效。

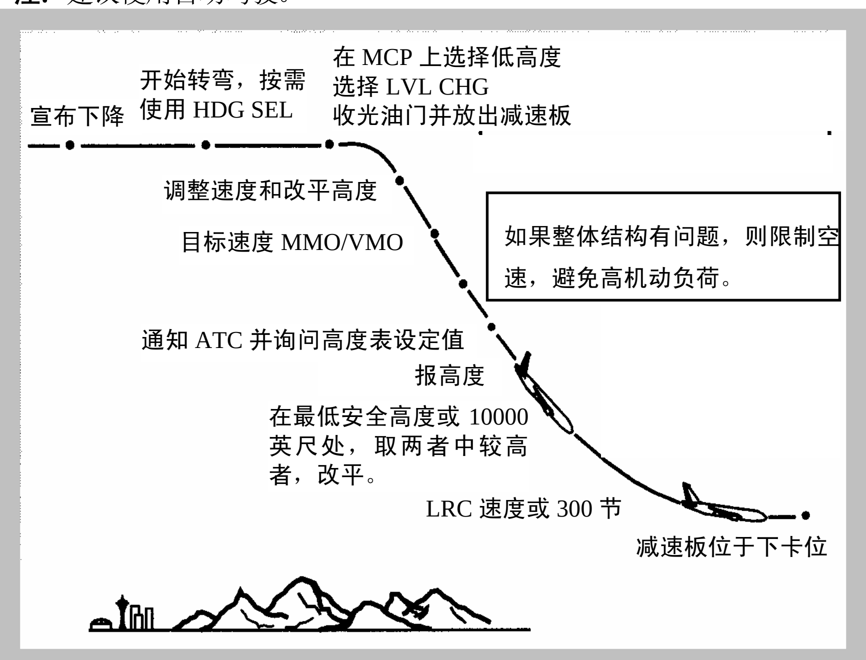
快速下降

附录 A.2.8

该节讲述了用于快速下降的基本技术及程序。某些山脉地形上空的航路要求有航空公司细致的计划，包括携带额外的氧气，补充程序，较高的起始改平高度，以及发生释压事件时的紧急航路。这些要求通常在经批准的公司航路手册或其他文件中有说明，这些文件中说明了航路详细的释压程序。

设计该机动是为了使飞机在最短时间内，将乘客的不舒适度降至最小并柔和地下降到安全高度。

注：建议使用自动驾驶。



如果由于座舱迅速失压而下降，机组人员应在刚发现座舱失压迹象时，就戴上氧气面罩并建立通信。核实座舱压力是否已无法控制，如果已无法控制则开始下降。如果结构已损坏或怀疑结构损坏，则应将空速限制在当前速度或更小的速度下。避免高机动负荷。

应谨慎地、有条理地执行机动。在飞行中，不要分散注意力。如果遇到结冰状态，则按需使用防冰和推力。

注：快速下降通常在起落架收上时进行。

监控飞机的飞行员（PM）检查最低安全高度，报告空管（ATC），并取得高度表调定值（QNH）。两位驾驶员都要核实所有的记忆项目均已完成并报出任何未完成项目。监控飞机的飞行员（PM）报出高于改平高度2,000 英尺和 1000 英尺。

在最低安全高度或 10,000 英尺两者较高处改平。最低安全高度就是最低航路高度（MEA），最低偏航高度（MORA），或任何其它基于地形许可、助航设备接受或其它适当的标准的高度。

如果它遇到或预计将遇到严重的颠簸气流，应减速至穿越颠簸气流的空速。

自动驾驶进入和改平

高度层改变(LVL CHG)

由于空速和高度的保护，也为了减少机组的工作负担，建议在快速下降中使用自动驾驶 LVL CHG 模式。不建议使用垂直速度（V/S）方式。

按需使用 HDG SEL 方式开始转弯。在高度窗内设定一个较低的高度。选择 LVL CHG，收光油门，并柔和地放出减速板。自动油门应保持接通。在油门杆收至慢车时，飞机柔和地下俯。按需调整速度并确保在高度窗内对改平做了正确地设置。下降时，IAS/MACH 速度窗口在大约 300KIAS 时从 MACH 变为 IAS。按需人工重设最大使用速度（VMO）。

下降时，当自动驾驶接通且接近 VMO/MMO 速度时，则空速可能短时间内增加到 VMO/MMO 之上。这大多是因为风和温度的改变造成的。对于此机动这个短时间内的增加是可接受的，并且自动驾驶应该会调整俯仰姿态来修正空速使之低于 VMO/MMO。除非自动驾驶的操作很明显是不能接受的，否则不要断开自动驾驶。任何高于 VMO/MMO 的空速都应该记录在飞机的记录本上

注： 更多有关超过 VMO/MMO 速度的建议的这些完整信息请见此手册第 8 章里的“超速”标题部分。

当接近目标高度时，确保在 MCP 高度选择窗内已设定高度。高度截获自动接通，在开始改平前，将指令速度调整为远程巡航（LRC）或 300 海里/小时。这样做有助于柔和地过渡到平飞。当在以接近 VMO/MMO，高

度截获的过程中，减速板收起时，可能发生暂时性的超速。为避免这种情况，柔和而缓慢地收起减速板，以使自动驾驶有足够时间调整俯仰姿态以保持空速在限制内。

驾驶盘转弯（CWS）

CWS 可以用来减轻飞行员的工作负担。按照人工飞行程序飞行，但以接通 CWS 来代替断开自动驾驶仪。

人工进入和改平

用航向或转弯完成进入以便脱离航路或受控制的航迹。然而，由于减速板放出会减少机动裕度，监控空速显示和坡度角以确保转弯时至少有最小机动速度。

为了人工操纵机动飞行，断开自动油门并将油门杆收回到慢车位。柔和地放减速板，脱开自动驾驶并柔和地放下机头到起始下降姿态（机头下俯约 10 ）。

在达到目标速度前约 10 海里/小时，缓慢抬高俯仰姿态以保持目标速度。在任何时候都应保持飞机处于配平状态。如果速度无意中超过了 MMO/VMO，则柔和地改变俯仰以减小速度。

接近改平高度时，柔和地调整俯仰姿态以减小下降率。当接近所需改平高度时，减速板手柄应收回到下卡位。达到平飞高度后，加大推力以保持远程巡航速度或 300 海里/小时。

起落架放下的下降

快速下降通常在起落架收上的情况下进行。然而，当怀疑结构的整体性及必需限制空速时，放下起落架能提供更令人满意的下降率。

若在下降中使用起落架，要遵守起落架标牌速度。

改平后

重新检查增压系统并评估飞行状况。如果座舱高度仍保持在 10,000 英尺以上，则不要摘下氧气面罩。

注： 根据天气、氧气、剩余燃油、机组和旅客的健康情况以及可用机场的情况，确定新的行动步骤。取得新的空中交通管制（ATC）许可。

接近失速或失速

接近失速是一个可控的飞行机动；失速是一个失控的，但是可以改出的

情况。事实上，对于接近失速或者完全的失速，改出机动是一样的。

绝大部分的接近失速的事件都发生在有足够高度改出的地方。导致接近失速发展成为事故的原因通常是由于当失速警告发生时，机组没有做出一个积极的改出，进而发展成为一个完全失速，并且飞机以一个失速的状态触地。由于该原因，失速改出重点已经由以最少高度损失变成降低迎角使之低于机翼失速角度从而完成一个积极有效的改出。

失速警告应该能被飞行员很容易辨识，通过初始抖振或人工指示（抖杆器）。在失速的初始阶段，表面气流分离导致抖动（初始抖动），给出一个天然的接近失速的警告。在马赫巡航速度，在到达初始抖振后抖杆器随即触发。应该尽早通过初始抖振或抖杆器识别失速警告，从而从接近失速中改出。

飞机可以在任何姿态（高机头，低机头，大或小的坡度）或任何空速（转弯，加速失速）状态下失速。飞机的失速不总是直观上显而易见的。

飞机的失速有一个或多个以下特征：

- 失速警告
- 抖振，有些情况下会很严重
- 没有俯仰能力
- 没有横滚控制
- 没有能力阻止下降率。

接近失速或失速改出

为开始改出，必须将迎角降低到低于机翼失速的角度。柔和地使用机头向下的升降舵以降低迎角直到机翼不失速（抖振或抖杆器停止）。如果驾驶盘不能提供需要的反应，可以使用压低机头的安定面配平。

注：当配备高推力发动机时，低空速和高推力设置会导致升降舵能力不足的情况出现。这是因为对于翼下发动机配置的飞机在增加推力时会产生抬头力矩。

向前推驾驶盘（可能需要尽可能往前推到底）和使用一些压低机头的安定面配平应该能提供足够的升降舵控制以产生机头下俯率。可能很难知道要用多少安定面配平，必须小心以避免使用过量。飞行员不应该用安定面配平来驾驶飞机，而且当他们感觉到飞机的 g 力或需要的升降舵力减少了，应该停止让机头下俯的配平。使用过量的配平会导致失去控制或高结构载荷。

继续改出，如果需要，向离机翼水平最短方向压坡度以改平机翼。如果尝试在机翼不失速前横滚使机翼水平，此时副翼和扰流板无效。通过保持持续的让机头下俯的升降舵压力让机翼卸载，保持低的机翼迎角，以使正常的横滚控制更有效。在失速打破后，如果需要，使用正常的横滚控制（最大可完全偏转副翼和扰流板），向离机翼水平最短方向压坡度以改平机翼。通常不需要使用方向舵。

接近失速或失速改出的机动要求机组按需前推推力杆。在特定情况下，在诸如起飞或复飞时，已经使用了高推力设置，可能需要降低推力以防止迎角继续增加。这是因为对于翼下发动机配置的飞机，在增加推力时会产生抬头力矩。

注：在抖振和/或抖杆器已经停止后从低机头姿态改出时要小心。如果抬头过猛，可能导致二次失速或持续的抖杆。

在极端情况下，向前推驾驶盘并使用一些机头下俯安定面配平，以及减少推力仍旧无法阻止在高机头情况下俯仰率的增加，横滚飞机形成一个坡度角从而让机头下降可能更有效。如果正常横滚操纵无效，可能需要小心地使用方向舵向需要的方向横滚。可能需要 45° 至最大的 60° 的坡度。太快地使用太多方向舵或保持太长时间可能导致失去横向和方向控制。

在改出时不要改变起落架或襟翼的构型，除非在离地时，并且襟翼由于疏忽放在收上位置起飞。在此情况下，根据指示在接近失速或失速改出的机动中放襟翼 1。在别的情况下，改出期间放出或收回襟翼会导致更多的高度损失。

高高度改出

在高高度，通常高于 20,000 英尺时，飞机推力随高度增加逐渐受限。如果碰到接近失速的显示，需要用使机头下俯的升降舵控制和安定面配平来产生下降。这是因为当飞机推力受限时，需要用高度来换取空速。因此，在高高度改出会比低高度改出损失更多的高度。

接近失速或失速的改出训练

接近失速或失速改出的训练的目的是为了使飞行员熟悉失速警告和正确的改出技术。最近的安全研究显示在机动和飞行的进近阶段，与失速相关的事故的数量有所增加。为了降低这个趋势，训练重点已经转变成在这些阶段执行失速或失速改出练习。

接近失速或失速改出训练的机动应该在启用自动驾驶及模拟仪表环境的情况下进行。练习包括：

- 平飞
- 三转弯
- ILS 五边进近

初始条件

根据此飞行阶段的正常程序来设置指令速度。在平飞练习中，减速板保持打开，直到在接近失速或失速改出的机动中收回。在进入条件建立好后，教员通过断开自动油门和收回推力手柄到慢车位来开始每个练习。

接近失速的显示同样显示在空速显示上。参阅在此手册第一章标题为机动速度和裕度，讨论琥珀色区域显示的部分，和 FCOM 中关于低空速和最小速度显示的部分。

在进入的机动中会产生低空速显示。这个低空速显示应该只在以训练此机动为目的时被忽视。

初始抖振—抖杆

自动驾驶通过使用安定面配平和/或升降舵位置缓慢建立俯仰姿态，来诱发失速抖振或抖杆。

在失速的进入阶段，表面气流分离导致抖振，提供一个自然的接近失速的警

告。失速警告应该很容易被飞行员辨别，不管是通过初始抖振指示或人工的指示（抖杆）。

襟翼的影响

使用襟翼可增加低速性能能力。前缘增升装置可以保证内侧机翼先于外侧机翼失速。这造成了失速开始时机头下俯。

减速板的影响

对于任何给定空速，减速板升起时迎角增大。这会使初始抖振速度和抖杆速度增大，但对于实际失速速度没有什么影响。

改出

接近失速的改出应该在辨识出失速警告的第一时间就开始，不管是初始抖振或抖杆。根据 QRH 中的内容开始接近失速或失速的改出机动。

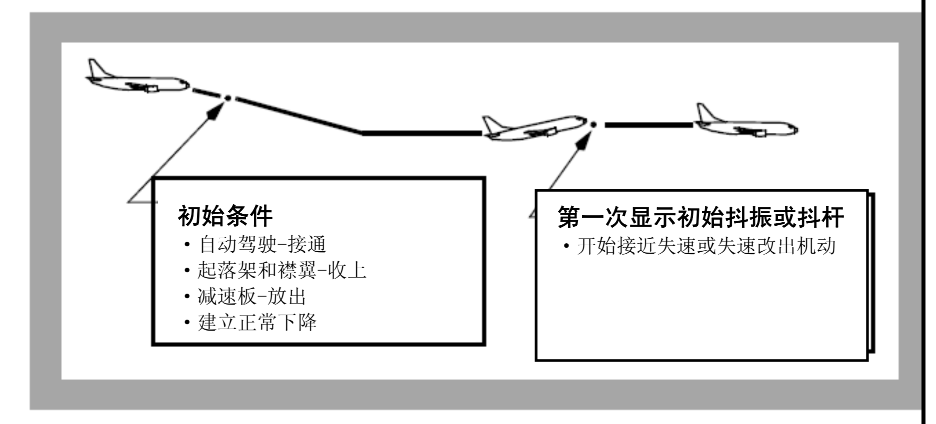
操纵升降舵使机头下俯并且，如果需要，使用安定面配平使机头下俯来降低迎角。按需增加推力以加速。随后，失速抖振和抖杆会停止。用副翼保持横向控制。

在改出时不要使用飞行指引。飞行指引不是被设计成能提供改出接近失速或失速的引导的。

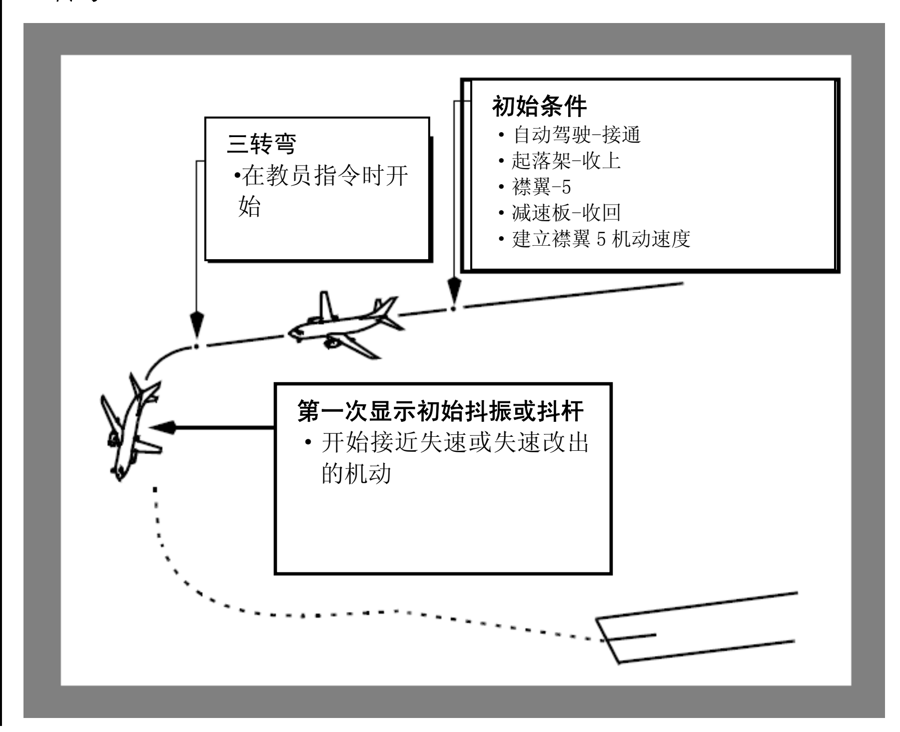
接近失速改出练习

以下练习只为模拟机训练。

平飞

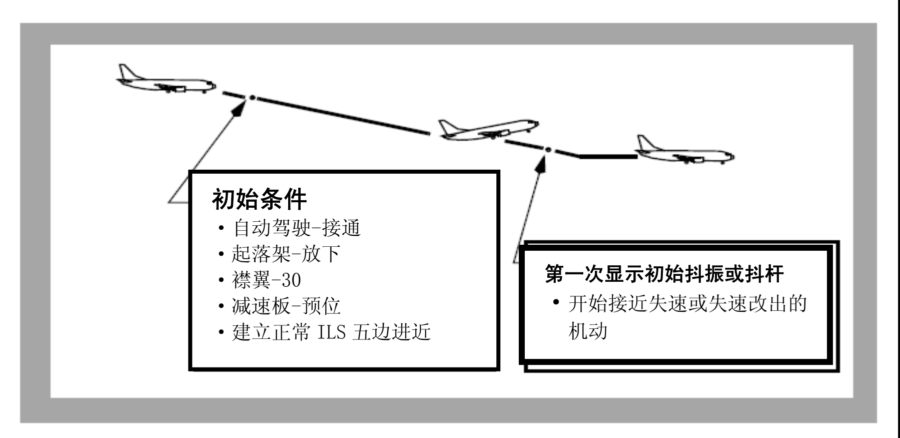


三转弯



注：当空速在最低机动速度（琥珀色区域顶端），或对于没有琥珀色显示带的飞机，在襟翼 5 机动速度时，教员命令开始三转弯。这将确保在转弯中出现初始抖振或抖杆。

ILS 五边进近



注： 如果在 ILS 五边进近练习时决定复飞，接近失速或失速改出的机动必须在复飞开始前完成。

完成改出

一旦完成机动，改出到指令速度，按需调整推力，跟从之前的指令（比如，航向，高度）。根据正常程序重新接通自动驾驶和自动油门。

大坡度转弯

大坡度转弯机动的目的是使飞行员熟悉飞机在坡度角超过 35°时的操纵特性并改进仪表的交叉检查。在训练中，对该机动使用 45°的坡度角。这并不是要求飞行员在任何正常或非正常情况中使用大于25 至30 的坡度角。

注： 由于在改出中会增加工作负担，因此在大坡度转弯机动中不建议使用方向舵配平。

进入

在航向和高度上将空速稳定在 250 海里/小时。使用正常的转弯进入。当坡度角增加时要求增加俯仰，以此来保持恒定的高度。要求增加推力来保持恒定的空速。

转弯中

俯仰和推力控制与正常转弯相同；但是，对于给定高度的偏离需要做较大的俯仰调整。在转弯中变化坡度角使俯仰更难以控制。如果高度损失过大，按需减小坡度角以重新获得正的俯仰控制。

需要柔和准确地操作。必须进行快速仪表巡视，以便尽早发现偏离，并以微小的调整加以修正。

姿态指示器

在整个转弯过程中，姿态指示器可以提供可靠的精确俯仰和坡度信息。由于惯性基准系统（IRS）是姿态信息的来源，因此不存在运动误差。

垂直速度指示器

转弯时，惯性基准系统（IRS）垂直速度指示是可靠的。

高度表

交叉检查高度表指针运动的方向和变化率，并对俯仰姿态作柔和和细微的修正。

空速

由于推力和阻力的变化较小，空速的变化很慢。在空速表或速度带（如安装）首次显示变化时，预计推力的改变并使用推力。当坡度增大时，推力也要增大。

改出

按与正常转弯相同的速率改出。正常改出应在所需航向前的 15 至 20°处开始。当坡度角减小时需要降低俯仰以保持恒定的高度。要求降低推力以保持恒定的空速。

地形避让

如果探测到飞机与其下方地形间存在不安全距离或接近率时，就会发生近地警告系统（GPWS）的“拉起警告”（PULL UP Warning）。如果自飞机前方的地形探测出不安全的距离，前方地形警戒（如安装）也可以发出音响警告。立即完成 QRH 中非正常机动一节包含的避免撞地机动。

确认了离地高度以后再尝试接通自动驾驶和/或自动油门。

地形避让—RNAV（RNP）AR 操作

附录 A.2.9

在 RNAV（RNP）AR 操作过程中，如果离场或进近时飞机与其下方地形十分接近，机组偶尔可能会遭遇瞬时的地形告诫级警戒。如果这些告诫持续时间短并已终止，机组应核实在所要求航迹上飞行，并考虑继续使用 LNAV 和 VNAV 执行程序。根据开始出现告诫的情况，地形避让机动时触地的风险与继续在所要求航迹飞行时相比可能较高。

任何时候对于地形警告级警戒都需要有迅速的反应能力。在地形避让机动过程中，针对飞机坡度角和航迹最合适的机组动作取决于机动开始的情况。航空公司应按需针对每一段程序确定最合适的动作程序，以便机组随时都能有所准备，作出正确反应。

交通警戒与避撞系统（TCAS）

交通警戒与避撞系统（TCAS）是为了增强机组对于附近交通的了解，并为及时的目视观察或以相应的垂直飞行轨迹机动飞行发出咨询信息以避开潜在的相撞危险。它可以为目视避撞、使用右侧避让规则和 ATC 间隔提供后备。

TA/RA 的使用，仅 TA，和仅应答机方式

TCAS 操作应当恰好在起飞前开始，并且在着陆完成以后刚好结束。任何时候只要可行，应让系统在 TA/RA 方式下工作，以使系统效应达到最大。仅在空中交通咨询（TA）或以 TCAS 关闭（仅剩应答机）方式下操作，可以防止出现无用的咨询和显示杂波，此类操纵必须依照使用者原则。

避撞仍是机组和空中交通管制（ATC）的责任。飞行员不应将注意力集中于 TCAS 咨询和显示而忽略基本的飞机控制，正常的目视观察和其他机组责任。

空中交通咨询（TA）

当附近空中交通符合系统最低间隔标准时，会出现空中交通咨询(TA)，并通过语音和视觉显示在 TCAS 空中交通显示上。TA 的目的之一是警告飞行员可能出现的避撞决断咨询（RA）。如果收到 TA 时，立即完成 QRH 中的交通避让机动。

仅基于 TA 的机动可能会造成间隔的缩小，因此不建议使用。

在下列情况下，仅 TA（TA ONLY）方式可能是适当的：

- 在向已知附近空中交通（目视观察）的区域起飞过程中，该区域可能会使初始爬升时产生不必要的 RA
- 在间隔紧密的平行跑道上进近时
- 已知非常靠近其他飞机飞行
- 使用者识别出一种已被证实并很可能会出现的不必要的或不合需要的 RA。
- 发动机失效操作。

避撞决断咨询（RA）

当 TCAS 确认与接近的活动飞机的间隔不足时，TCAS 会发出决断咨询（RA）音响警告和俯仰指令。如果飞机符号的任何部分位于姿态指示器的红区内，则需要进行机动飞行。机组应使用已建立的程序来遵循 RA 的指令，除非这样做会危及飞机的安全操作。如果收到 RA，立即完成 QRH 中的交通避让机动。

决断咨询通常频繁出现于交通拥挤的地方（如航路点）。在 RVSM（减小的垂直间隔标准（最小值））空域尤其是这样。除非空中交通管制（ATC）特别要求，否则不应为了避免 RA 而修改爬升或下降剖面。

RA 机动仅需微量的俯仰姿态变化，但这些变化必须柔和迅速地完成。如果正确地执行，RA 机动飞行就会很轻，也无需大幅或突然的操纵活动。要记住，机动过程中旅客和乘务员可能并不是都坐着。飞行指引仪不受 TCAS 引导的影响。当按 RA 要求做时，只有在可以形成满足 RA 指令要求的垂直速度的情况下，方可遵循飞行指引仪指令。

曾经有关于机组对待 RA“调整垂直速度”（AVSA）处置不正确的报告，机组增加了，而不是减小垂直速度。机组应该意识到 AVSA 一直要求减小垂直速度。遵守 QRH 程序并遵循 RA 指令的垂直速度。

在 RA 机动中，机组尝试建立对目标的目视观察。然而，遇到的目视感觉可能会产生误导，在夜间尤其如此。目视发现的空中交通活动可能不是引起 RA 的空中交通活动。

由于在与地形因素冲突时，如接近上升的地形或障碍物限制爬升时，TCAS 可能发出 RA，因此飞行员应保持对周围情况的了解。除非目视发现的冲突的交通活动要求采取其它行动，否则继续遵循计划的水平飞行航迹。风切变，近地警告系统（GPWS），及近地警告优先于交通警戒与避撞系统（TCAS）咨询。必须始终重视抖杆。遵照 RA 可能会产生暂时的超出高度和/或标牌限定值。然而，即使在使用包线的极限时，在大多数情况下飞机仍有足够的性能来完成机动飞行。消除了冲突后，柔和地

迅速恢复正确高度和速度。由于 TCAS 可能调整其他飞机的机动，所以不建议进行与 RA 指令相反的机动。

平视显示器（HUD）咨询信息

TCAS RA 通过在 HUD 上显示预防性的和修正性的咨询符号警告飞行员有冲突的飞机。这些咨询信息说明需要采取改正措施（修正咨询）或者有潜在的威胁（预防性咨询）。修正咨询要求飞行员采取积极的避让至飞行航路引导的位置以满足垂直间隔的要求。预防性咨询不要求飞行员采取任何即时避让，但是指示了一个不安全的区域。飞行员应保持飞行航路引导在不安全区域之外。

有时候会出现上方和下方都有飞机的情况。出现这种情况，修正咨询和预防性咨询都会显示。

不稳定飞行状态的改出

有关不稳定飞行状态的性质、空气动力学原理、建议的训练的详细信息和其它相关信息，可以参阅《飞机失控改出辅助训练手册》。

不稳定飞行状态通常定义为无意中超过以下任何情况：

- 机头上仰的姿态大于 25°
- 机头下俯的姿态大于 10°
- 坡度角大于 45°
- 在上述参数之内，但飞行空速与当时的条件不相适应。

概述

虽然在航线飞行中机组很少会遇到不稳定飞行状态的情况，但如遇到这种情况，懂得在这种情况下如何运用气动原理有助于他们控制飞机。一些技术可以用于从失控状态中改出。大多数情况下，如果一种技术行之有效，则不建议飞行员再使用其它技术。以下例子讨论了几种技术：

- 失速改出
- 高机头，机翼水平
- 低机头，机翼水平
- 坡度角大
- 高机头，大坡度角
- 低机头，大坡度角

注： 从不稳定状态改出可能需要高出正常操纵的力以控制飞机姿态。准备用稳固持续的力操纵驾驶杆和驾驶盘以完成改出。

失速改出

在所有不稳定飞行状态的情况下，运用其它任何的改出动作之前，都必须先从失速中改出。飞机在任何姿态下都可能发生失速，通过连续的抖杆现象加上下列一种或几种情形来识别是否失速：

- 有时会很严重的抖振
- 失去俯仰控制力和/或横滚控制
- 无法抑制下降率。

如果飞机已失速，必需首先改出失速，方法是使用并保持机头向下的升降舵直到改出失速且抖杆停止为止。在某些情况下，为了防止迎角继续增大，可能需要减少一些推力。失速改出一旦完成，就可以采取不稳定飞行状态改出动作并且按需重新施加推力。

高机头，机翼水平

当飞机的俯仰姿态无意中机头上仰超过 25 并且还在增大时，空速迅速下降。随着空速的下降，飞行员控制飞机机动飞行的能力也下降。如果安定面配平调定是机头向上，当低速飞行时，则会部分地降低升降舵机头向下的效能。当空速下降时，飞行员可以凭直觉大幅增加推力，这使情况更加复杂。这会产生额外的机头上仰。推力设置最大且空速很低时，升降舵与安定面相反工作，这样会限制控制以降低俯仰姿态。

在这种情况下，驾驶员应牺牲高度换空速，并操纵飞机使其飞行轨迹回到水平线。这可以通过偏转全部机头向下的升降舵并使用一些机头向下安定面配平来完成，这样应该能够提供足够的升降舵控制力以产生机头向下的俯仰率。可能很难知道需要使用多少安定面配平，必需注意避免使用过多的配平。飞行员不应使用安定面配平来飞行，在感到飞机 g 力降低或所需升降舵力量减小时，应停止机头向下配平。使用安定面配平可以修正失去配平的飞机并可以在飞行员采取进一步改出措施前解决非关键性问题。由于较大的机头向下俯仰率会造成少于 1g 的情况，鉴于这一点，应通过修正操纵输入来控制俯仰率，使其保持在 0g 至 1g 之间。如果高度允许的话，飞行测试已确定减少一些推力是获得机头向下俯仰率的一种有效方法。

如果正常的俯仰控制输入不能阻止俯仰率的增加，那么可以使飞机横滚至一个能使其开始机头向下的坡度。可能需要约 45 、最大达到 60 的坡度角。通过保持连续的机头向下的升降舵压力使机翼卸载，这样做可以使机翼迎角尽可能地小，使正常的横滚控制尽可能有效。当空速低至开始抖杆时，可以使用正常的横滚控制—直至副翼和扰流板完全偏转。横滚机动将俯仰率转变为转弯机动，使俯仰降低。最后，如果正常的俯仰控制与横滚控制都无效的话，那就可能需要小心地向所需的横滚方向进行方向舵输入以开始为改出而做的横滚机动。

只需使用少量的方向舵。过多过快地使用方向舵或者保持过长时间将会导致失去水平和方向控制。由于低能量状况，飞行员应在使用方向舵时多加留意。

降低了的俯仰姿态使空速增加，由此提高了升降舵和副翼控制的效能。俯仰姿态和空速恢复到所需的范围之后，飞行员可以利用正常的水平飞行操纵来减小坡度角，并使飞机回到正常飞行中。

低机头，机翼水平

当飞机机头向下，俯仰姿态无意中超过 10 度且继续增大时，空速迅速增大。飞行员可能会减推力并放出减速板。推力的减少引起额外的机头下俯。减速板放出则会产生机头上仰，使阻力增大，并在同样的迎角时使升力下降。当空速远远高于 VMO/MMO 时，由于升降舵上的气动负载极大，所以升降舵指令机头向上俯仰率的能力可能被降低。

同样的，有必要操纵飞机使其飞行轨迹回到水平线。在中等的俯仰姿态下，如需要，可使用机头向上升降舵，减小推力并放减速板，将俯仰姿

态变到所需范围之内。俯仰姿态极低且高空速（远远高于 VMO/MMO）时，可能需要使用机头向上升降舵和机头向上配平，以建立机头向上俯仰率。

大坡度角

超出正常飞行需要的坡度角即为大坡度角。尽管不稳定飞行状态的坡度角定义为无意超过 45 的坡度角，仍有可能会遇到大于 90 的坡度角。

任何时候飞机都不是在“零坡度角”下飞行，机翼产生的升力并不完全用于抵抗重力，那么平飞就需要大于 1g 的升力。当坡度角大于 67 时，在飞机飞行手册（AFM）载荷系数限制内就不能保持平飞。在大坡度角且空速增大的情况下，主要目的就是通过向最接近机翼水平方向滚转使机翼水平，以使升力直接抵抗重力。坡度角大于 60 度时使用机头向上升降舵不会引起明显的俯仰姿态变化，可能会超过正常结构荷载极限及超过失速机翼迎角。升力矢量越接近垂直（机翼水平），用于改出飞机的 g 就越有效。

柔和地使用最大水平操纵直至使用全部水平操纵应可以产生足够的横滚控制能量以建立很正的改出横滚率。如果使用了全部横滚操纵仍不能达到要求，甚至有必要向所需横滚方向使用一些方向舵。

只需使用少量的方向舵。过多过快地使用方向舵或者保持过长时间将会导致失去水平和方向控制或是结构失效。

高机头，大坡度角

高机头、高坡度角极限需要慎重的飞行控制输入。高坡度角有助于减少过高的俯仰姿态。驾驶员必须运用机头向下的升降舵并调整坡度角，以获得所需的俯仰减小率，同时应考虑能量管理。俯仰姿态一旦减小到所需的高度，就有必要降低坡度角，确保已获得足够的空速，并将飞机恢复平飞。

低机头，大坡度角

低机头、大坡度角的不稳定飞行状态要求飞行员在高度受速度影响而迅速改变时，应果断采取行动。即使飞机处在一个足够高的高度，在此高度上撞地不是直接问题，空速也会迅速增大到超过飞机的设计极限。可能需要同时使用横滚并调整推力。有时可能需要使用机头向下升降舵来限制升力，这样做在坡度超过 90 度时，会向着地面方向运动。这也会减小机翼迎角以改善横滚能力。在必要时应使用副翼和扰流板全部的偏转

来向最近的地平线方向柔和地建立改出横滚率。在接近改平前，不要增加 g 力或使用机头向上升降舵或安定面是很重要的。驾驶员亦可根据需要放出减速板。

不稳定飞行状态改出技术

可以将改出技术归纳为两种基本情况：机头过高和过低，也可以认定以上每种情况都存在坡度角过大的可能性。其它机组动作，诸如不稳定飞行状态的识别、减少自动化程度和完成改出都包括在这些技术之内。建议使用的这些技术为飞机改出提供了合理的步骤。

如果识别出了不稳定飞行状态的情况，立即完成 QRH 中非正常机动一节中的“不稳定飞行状态改出”机动飞行。

风切变

概述

在许多飞机坠地的案例中，不正确或无效的垂直航迹控制是造成事故的主要原因之一。在低高度遇到风切变是十分严重的，因为风切变会要求机组使用飞机最大的性能能力。在近地面遭遇风切变是最危险的，因为几乎没有时间和高度来反应和改出。

风切变中的飞机性能

在遭遇风切变时，关于风切变如何影响飞机性能的知识，对于成功运用正确的垂直飞行航迹控制技术是必要的。

在 500 英尺以下，风的分量大部分是水平的。水平风切变可以提高或降低垂直飞行航迹性能。可以提高性能的风切变首先通过增加的空速首先显示在驾驶舱。这类风切变也许是减小空速和降低垂直飞行航迹性能的风切变的前兆。

如果顺风增大或逆风减小的速度大于飞机加速的速度，则空速就会减小。当空速减小时，飞机通常会下俯以保持或恢复配平状态的速度。俯仰变化的大小随遭遇到的空速的变化而变化。如果驾驶员试图通过降低机头来恢复损失的空速，那么空速减小和俯仰姿态下降相结合会产生高下降率。除非驾驶员对此采取了防范措施，否则很可能迅速发生严重的飞行航迹控制情况。只有 5 秒的时间可供识别和对降低的垂直飞行航迹做出反应。

在高度极低的情况下，若可能的话，应牺牲空速来换取高度。增大的俯

仰姿态，即使造成空速降低，也会增加升力并改善飞行航迹角。正确的俯仰控制与最大可用推力相结合，可以用足飞机性能能力。

机组应了解空速、高度、爬升率、俯仰姿态和驾驶杆力的正常值。当空速低于配平速度时，可能需要使用异常的驾驶杆力来保持或增大俯仰姿态。如果发生巨大的空速变化且需要异常的控制力，那么机组应对可能遭遇到的风切变有警觉，并准备采取措施。

避让，预警和改出

机组的行动分为三部分：避让，预警和改出。更多关于避让和预警的信息，参阅操作手册（FCOM）卷 1 中的风切变补充程序。关于改出的详细机组行动，参阅 QRH 中非正常机动一节。

预 留
空 页

前言

本章为飞行员提供了与完成非正常检查单有关的技术并提供了关于超出非正常检查单范围情况的指导。机组需要完成 QRH 中列出的检查单。这些检查单可以在采取正确措施和完成安全着陆前确保最大程度的安全。本章所述技巧可以最大程度地减轻机组工作负担，改善机组协作，加强安全，并为标准化提供了基础。彻底复习 QRH 中 CI.2 节（检查单指导，非正常检查单），是理解本章内容的重要前提。

非正常情况原则

当出现非正常情况时，使用以下原则：

- **非正常识别：**识别出故障地机组成员清晰准确地报出故障。
- **保持飞机控制：**当监控飞机的飞行员（PM）完成非正常检查单时，必须由操纵飞机的飞行员（PF）驾驶飞机。建议最大程度地使用自动飞行系统以减轻机组工作负担。
- **分析情况：**只有在正确识别了故障系统之后才能执行非正常检查单。再次检查所有告诫和警告灯以正确识别故障系统。

注：无论何时，只要怀疑缺氧或空气污染，即使未出现相关警告，飞行员也应当戴好氧气面罩并建立机组通信。

- **采取正确行动：**虽然许多空中非正常情况需要立即采取修正措施，但是操纵飞机的驾驶员（PF）发出指令的速度，以及监控飞机的驾驶员（PM）执行的速度会增加操作难度。指令必须清晰简明，在发出进一步指令前应有时间确认每条指令。操纵飞机的飞行员（PF）必须有时间确认并执行指令以进行正确的控制。其他机组成员必须确信给予操纵飞机的飞行员（PF）的报告是清晰简明的，既不夸大也不掩饰非正常状况的特性。这样可以消除困惑，确保有效、迅速地处理非正常状况
- **评估着陆需要：**如果非正常检查单（NNC）指示机组在最近的合适机场着陆，或所发生的状况与QRH中CI.2中的描述一致，（检查单指导，非正常检查单），那就要求改航到能安全着陆的最近机场。如果NNC或检查单指导未指示在最近的适合机场着陆，则飞行员必须确定向目的机场继续飞行是否会影响安全。

排除故障

排除故障可定义为：

- 采取超出非正常检查单范围的步骤，以改进或修正非正常情况
- 在无灯、警告或其他指示的情况下开始执行显示的检查单，以改进或修正已察觉的非正常条件
- 开始诊断动作。

排除故障的例子有：

- 在非正常检查单未规定的情况下，尝试通过循环系统操作或跳开关来复位系统
- 使用维修等级信息来诊断或采取行动
- 使用仅用于维修的电门或控制装置。

超出检查单指定动作的排除故障很少有用且会造成系统功能的进一步丧失或故障，在某些情况下还会造成失事及事故。机组应在完成颁布的检查单步骤会明显地导致不可接受的情况时才考虑采取超出检查单的行动。当由于飞机的操纵性问题而认为不可能安全着陆时，进行起落架，襟翼或减速板放出下的操纵评估可能是适当的。在飞机控制卡阻的情况下，不要尝试使用超出非正常检查单标明的动作，除非在现有条件下飞机不能安全着陆。总是在可能的程度下按非正常检查单操作。

机组由于排除故障而造成的注意力分散，是造成燃料耗尽及受控飞机撞地（CFIT）事故的关键因素。波音建议在可能时按所颁布的完成非正常检查单，在发生非正常检查单说明的飞行操纵故障时尤其要这样做。在本章靠后的部分有有关超出非正常检查单范围情况的内容。

进近和着陆

当非正常情况发生时，贸然进近常常使情况复杂化。除非情况要求立即进近，在开始五边进近前完成所有的修正动作。

对于某些非正常情况，应考虑进近时空速较大，着陆距离较长，不同的拉平剖面和着陆技术。

在考虑到分配时间以完成如使用备用襟翼及起落架放出系统一类冗长的非正常检查单的情况下，计划延长的直线进近。除非非正常检查单排除预位自动刹车及减速板，否则预位自动刹车和减速板。

注： 建议使用最大自动刹车，这是由于在接 地时自动刹车会即时对称地使用，因此最大自动刹车会比最大人工刹车更有效。然而，QRH中的PI章节的咨询信息是根据使用最大人工刹车来提供非正常构型着陆距离数据的。正确地使用最大人工刹车能提供最短的停止距离。

按正常的下滑道飞行并尝试在正常的接地区着陆。着陆后，使用可用的减速措施以使飞机在跑道内全停。机长必须确定是否应执行立即撤离或飞机能否安全地滑离跑道。

在最近的合适机场着陆

附录 A.2.9

“计划在最近的合适机场着陆”是 QRH 中使用的语句。这一节解释了这句话的意思并解释了如何进行操作。

在非正常情况下，对飞行操作和安全有责任和权力的责任机长必需决定是按计划继续飞行或改航。在紧急情况下，这种权力可能包括为适应紧急情况而违反规章。在任何情况下都要求责任机长采取安全的行动步骤。

QRH 通过显示要求在“最近的合适机场着陆”的情况来为机组的决策过程提供帮助。这些情况在检查单指导和单独的非正常检查单中有所描述。

有关发动机失效的规定很明确。大多数管理机构规定，如果双发飞机发生单发失效或发动机关车，责任机长就应使飞机在可以安全着陆的最近合适机场着陆。

合适的机场是由运营权方根据指导材料为运营方决定的，但总的来说，必需有足够的设备并满足某最低天气条件和场地条件。如果需要改航到最近的合适机场（一台发动机故障的双发飞机），指导材料也特别指出飞行员应考虑时间因素在合适的时间选择最近的合适机场。在选择最近的合适机场时责任机长应考虑附近机场的设施和天气及与飞机的距离。责任机长可以根据情况的种类和对相关因素的检查决定最安全的行动是改航到较远的机场而不是在最近的机场着陆。例如，如果机长判断继续飞到另外一个附近机场所需的时间等于或小于螺旋下降到距飞机当前位置最近的机场，则螺旋下降到附近的机场就不是必要的要求。

对于持续的冒烟或不能准确确定将完全熄灭的起火，最安全的措施通常要求尽可能早地下降，着陆并撤离乘客。这可能要求着陆在最近的适合该机型的机场，而不是在通常用于航路段发生事故时着陆的最近合适机场。

气源系统

座舱高度警告

已经有数次座舱高度警告报警是由不正确地配置发动机引气及空调组件电门而引起的。这种情况常常是由于机组在无发动机引气起飞后，没能重新配置电门而引起的。此外，有报道说机组由于将座舱高度警告与起飞构型警告的喇叭声混淆而延误了对座舱高度警告做出反应。

为说明将电门放在错误位置会影响增压这一问题，已修改了正常程序以帮助机组在收襟翼完成后设置并核实发动机引起及空调组件电门正确的位置。发动机引起及空调组件作为详细项目包括在起飞后详细检查单中。此外，在做无发动机引气起飞时，参考无发动机引气补充程序，将之与良好的机组配合相结合，可以降低机组发生错误的可能性。

对于未安装起飞构型和座舱高度警告灯的飞机，座舱高度警告喇叭和起飞构型警告喇叭有时会发生混淆。如果机组记住起飞构型警告喇叭仅在地面时才可预位，以指示起飞构型不正确的话，混淆座舱高度警告及起飞构型警告的问题就能解决。如果在飞行中触发音响警告器的话，说明座舱高度已达到 10000 英尺。在这种情况下机组应立即开始座舱高度警告或快速释压非正常检查单。

对于已安装起飞构型和座舱高度警告灯的飞机，在地面，当起飞构型不正确时，“TAKEOFF CONFIG（起飞构型）”灯亮。在空中，当座舱高度在或高于 10000 英尺时，“CABIN ALTITUDE（座舱高度）”灯亮。在此情况下，机组应立即执行“座舱高度警告”或“快速释压”非正常检查单。

水上迫降

发出遇险信号

用现有空地频率发送 Mayday（遇险无线电呼救信号），当前位置、航线、速度、高度、情况、意图、时间和计划接水的位置以及飞机的型号。将应答机编码调到 7700，如有可能，确定去最近的船舶或陆地的航线。

通知机组和旅客

通知机组和旅客准备水上迫降。指定救生艇的位置（如配置），并将所有的松散设备固定好。穿好救生背心，系好肩带和安全带。未出飞机前不要将救生背心充气。

消耗燃油

如果情况允许，考虑在迫降前将燃油消耗掉，这样做能提供较大的浮力和较小的进近速度。但是，不要将燃油消耗到临界量，因为用发动机动力做水上迫降时能改善接水时的操纵性。

客舱准备

通过内话或让客舱人员亲自向驾驶舱报告的方法与客舱人员协商以确保为水上迫降所做的准备已完成。

水上迫降最后阶段

发出最后位置报告。选择襟翼 40 或适合当前情况的着陆襟翼。
通知机组即将触水。在最后的进近通告中，通知即将接水，并要求机组和旅客作好准备，防止冲击。将空速保持在 VREF。保持 200～300 英尺/分钟的下降率。如有可能，计划在平行于波浪或浪涛的迎风面接水。为完成拉平和接水动作，柔和地抬轮至 10～12 度的接水姿态。用推力保持空速和下降率。

开始撤离

飞机停稳后，到指定的迫降位置并放出滑梯/救生筏。尽快撤离以保证所有的旅客全部离开飞机。

注：当心不要撕裂或刺破滑梯/救生阀。防止救生阀飘到飞机下方。远离燃油浸没的水。

发动机，APU

起飞后发动机失效与发动机火警

单发失效非正常检查单通常在襟翼已收回并且条件允许的情况下完成。

如果一台发动机着火，当飞机处于控制中，起落架已经收回，并且已经达到了安全高度（最小值为 400 英尺 AGL），则完成非正常检查单的记忆项目。基于非对称推力的考虑，波音建议，当监控飞机的驾驶员（PM）确定操纵飞机的驾驶员（PF）识别出正确的发动机后，操纵飞机的驾驶员（PF）收受影响的油门杆。在襟翼已收回且条件允许时，应在不妨碍其它正常任务的基础上完成参考项目。

发动机尾喷管起火

发动机尾喷管起火通常是由发动机控制故障而点燃集中的燃油引起的。这类起火会造成发动机损坏并造成计划外的旅客撤离。

如果报告尾喷管起火，机组应马上完成非正常检查单。在处理该情况时，机组应考率下列事项：

- 监控发动机是灭火的主要手段
- 为防止不恰当的撤离，乘务员应迅速通报情况
- 与机坪人员及塔台的通讯对于确定尾喷管起火的状况和请求灭火帮助是重要的

• 发动机起火检查单不适用，因为发动机灭火济无法扑灭喷管内的火焰。

发动机推力控制丧失

不论发动机控制是液压机械、电子控制的液压机械（如 PMC），还是全权数字式发动机控制（FADEC），所有涡轮风扇发动机都有可能发生该故障。各个发动机对控制丧失的反应不同。故障在空中和地面均有发生。机组在处理该故障时面临的主要困难是识别情况并确定哪个发动机发生了故障。“发动机限制”或“喘振”或“失速”非正常检查单的编写都包括了该故障。飞行的任何阶段都可能发生这类情况。

发动机或燃油控制系统部件失效，或者油门杆位置反馈消失会造成发动机推力控制丧失。由于许多发动机在固定的 RPM 或油门杆状态时才失效，因此控制丧失不会立即表现出来。固定的 RPM 或油门杆状态可能很接近指令规定的油门杆状态，因而在机组试图用油门杆改变推力之前机组很难将其识别出来。发动机其他反应包括：随高度和空/地逻辑的变化，会出现空中停车、低 RPM 运转以及推力保持在最后一个有效油门杆调定值（在油门杆失去反馈时）。在所有情况下，受影响的发动机对油门杆移动都没有反应或反应异常。

由于识别可能很困难，如果怀疑失去发动机控制，则在完成非正常检查单之前机组应继续起飞或留在空中。这有助于方向控制并能防止无意中关错发动机。有些时候，比如在低速地面操作的过程中，可能需要立即将发动机关车以保持方向控制。

双发丧失推力

双发失效是要求不顾高度或空速立即采取行动的情况。完成记忆项目并建立正确的空速以立即尝试风转再起动。如果尽早（或辨认出发动机失效以后立即）利用高发动机转速重新启动，则风转起动成功的可能性将较大。在 30000 英尺以下使用较大的空速和高度，可以增加再起动的可能性。在较高高度的推力损失可能要求下降至较低高度，以改善风转起动能力。

空中起动包线定义了认证过程中风转起动演示的区域。应当注意的是，该包线的范围并不是指风转起动仅在该范围内才能成功。“双发丧失推力”的非正常检查单的编写是为了确保机组在发动机失效时不论高度和空速情况都使用发动机高转速。鉴于上述原因，尝试起动 APU 之前，开始执行“双发丧失推力”非正常检查单记忆项目。如果风转未能重新起

动，在后续发动机起动尝试过程中，应尽快启动 APU 以提供电源和起动机辅助。

在风转重新起动中，排气温度（EGT）可能超过显示的单发起动限制。双发失效时尝试重新起动过程中，使用起飞 EGT 限制。通常 RMP 停滞但 EGT 增加表明空中启动悬挂或失速。在起动过程中，发动机会缓慢加速到慢车位，但如果 RPM 在增大且 EGT 不靠近或快速接近极限的话，无需采取措施。

注：当电源恢复后，不要将 APU 发电机电源的建立与慢车转速下飞机发动机发电机电源的建立相混淆而过早地前推油门杆。

发动机高振动

某些发动机故障，比如风扇叶片脱落可能导致机身的强烈振动。尽管机身震动对机组来说可能是严重的，但这样的震动不太可能损坏飞机结构或关键系统。然而，必须尽快降低空速并下降以减轻振动。当高度和空速改变时，飞机可能经历不同程度的振动。通常，随着空速的减小，振动的程度会下降；然而，在一定的高度，振动会随着空速的改变时而增大时而减小。

如果振动仍然不可接受，下降到较低的高度（地形允许）允许有较低的空速，通常能减轻振动。在进近时，空速进一步降低，振动可能会变得无法察觉。

振动环境对于人体机能的影响取决于包括振动相对于人体的方位在内的许多要素。在振动环境工作的人可以通过向前或向后倾、站立或者变换身体位置来减轻影响。

一旦机身振动减小到可接受的程度，机组人员应估计情况，根据天气、剩余燃油量和可用机场情况来决定新的行动步骤。

建议的发动机空中关车技术

附录 A.2.8

飞行中无论何时如需发动机关车，都要有良好的机组配合。飞行机组关错发动机会导致飞机事故征候变为飞机事故。

当航迹完全处于控制之中时，机组应进行缜密、系统的步骤，识别受影响的发动机并确保未关闭工作的发动机。即使有火警指示的情况下，也不能草率地完成关车程序。下面是可以使用的技术的一个例子：
当一台发动机需要关车时，操纵飞机的飞行员（PF）脱开自动油门。操纵飞机的飞行员（PF）随后与监控飞机的飞行员（PM）口头协作确认受影响的发动机，然后缓慢地收将要关车的发动机的油门杆。
按下述方法配合使用起动手柄：

- PM 将一只手放在手柄上，并口头确认需要关车的起动手柄
- PF 口头确认 PM 已识别出正确的发动机
- PM 将起动手柄移到关车位

如果非正常检查单要求使用发动机灭火手柄，按下述方法配合：

- PM把一只手放在手柄上，并口头确认关车发动机的灭火手柄
- PF 口头确认 PM 已识别出正确的发动机灭火手柄
- PM 提起灭火手柄

鸟击

经验表明鸟击在航空界十分常见。大部分鸟击发生在离地高度 500 英尺以下的低高度，本章节将涉及鸟击对发动机的影响。

最新关于发动机鸟击的研究显示，大约 50%的发动机鸟击会损坏发动机。发动机损坏的风险与鸟的大小及发动机推力设置的增大成正比。当鸟击损坏发动机时，最常见的指示为由于风扇叶片损坏和排气温度增大产生的明显振动。

注：在鸟击后，发动机应接受维修人员的检查。

预防策略

机场负责对鸟进行控制，同时应提供适当的野生动物控制措施。如果报告或在跑道附近观察到有大型鸟或是鸟群的话，机组应考虑：

- 如果油量允许，则推迟起飞或着陆。报告塔台，等待机场采取行动后再继续飞行
- 如果可行，在另一条没有鸟群活动的跑道起飞或着陆。

为了防止或降低鸟击造成的后果，机组应：

- 当在已知或怀疑有鸟群活动的机场进行起降时，在起飞和进近简令中应讨论鸟击。
- 如果报告五边进近时有鸟群，则应保持高度警觉。
- 如果怀疑在五边进近时有鸟群，考虑到发生鸟击所导致的无反推可用的可能性，应计划增加附加着陆距离。

注：使用气象雷达驱鸟的做法尚未被证明有效。

起飞时机组针对鸟击所采取的行动

如果起飞时发生鸟击，使用“快速检查单”中的“中断起飞”机动所确定的标准，来决定继续起飞或是中断起飞。

如果鸟击发生在速度超过 80 海里/小时，达到 V1 前，且无发动机失效的直接证据（例如失效、着火、失去动力，或喘振/失速），首选是继续起飞，如果需要则立即返航。

进近或着陆时机组针对鸟击所采取的行动

如果确定着陆，则首选是继续进近至着陆。如果遭遇更多的鸟，飞过鸟群并着陆。保持尽可能低的推力。

如果怀疑发动机吸入鸟，在落地时限制反推至能使飞机停在跑道上所需的推力即可。反推可能会增加发动机的损坏，特别是当指示发动机振动或高排气温度时。

撤离

如果计划了撤离且时间允许，机组为乘客下达简令并做彻底的准备将会增加成功撤离的机会。驾驶舱准备应包括回顾相关的检查单及其他将要完成的行动。应讨论正确使用自动刹车。如果撤离是在有风的条件下起火而造成的话，应考率停机位置以使火处于下风处。

通知乘务员可能影响出舱的不利情况。各种出舱方法的可用性随情况的不同而变化。机组成员必需决定对情况可用哪种出舱方法。

对于计划外的撤离，机长在下达撤离命令之前应仔细分析情况。以冷静而有序的方式快速行动会增加旅客成功撤离的机率。

撤离的方法

当有必要撤离旅客和机组时，机长要在使用紧急逃生滑梯紧急撤离和使用舷梯，航空旅客桥或其他相对舒缓的方法撤离之间做出选择。应使用所有可用的信息资源来确定最安全的行动步骤，这些信息资源包括来自于乘务组、其他飞机和空中交通管制的报告。机长必须仔细地考虑所有因素，确定旅客撤离的最佳方法。其中的一些因素包括：

- 情况地紧急性，包括若发生延误就有严重受伤或死亡地可能
- 对飞机地威胁类型，包括结构损坏，着火，报告机内有炸弹等等
- 火从溅出地燃油或其他可燃材料中快速蔓延的可能性
- 飞机的损坏程度
- 紧急撤离使用逃生滑梯时旅客受伤的可能性

如果有所怀疑，机组应考虑使用逃生滑梯进行紧急撤离。

如果有必要使旅客离机，但是情况不紧急，机长决定不需要执行非正常检查单的撤离，应在旅客离机前完成正常关车程序。

在撤离中释放灭火瓶

撤离非正常检查单规定，若发动机或 APU 火警灯亮的话，要释放发动机或 APU 灭火瓶。然而，撤离可能出现火势超出非正常检查单范围且不能触发发动机或 APU 火警警告的情况。机组应考虑是否应向发动机和/或 APU 释放一个或更多灭火瓶时，机组应考虑如下事项：

- 如果发动机火警灯未亮，但存在起火指示或报告在发动机内或附近起火，向受影响的发动机释放两个可用的灭火瓶。
- 如果 APU 火警灯未亮，但存在起火指示或报告在 APU 内或附近起火，释放 APU 灭火瓶。
- 所释放的海伦灭火剂是设计用来灭火的，在发动机短舱内仅有极小的或没有防火能力。灭火剂在空气中很快会消散。
- 在不出现起火指示或发动机或 APU 里或附近未报告起火的撤离中，

例如，货舱起火，安全或炸弹威胁等情况，没有理由释放发动机或APU 灭火瓶。

飞行操纵

前缘装置或后缘装置故障

在收放襟翼时，可能发生前缘装置或后缘装置故障。该节讨论了所有襟翼收上和部分或非对称前缘/后缘装置故障时的着陆。

所有襟翼收上着陆

前缘和后缘装置都无法放出的可能性不大。如果在飞行中遇到襟翼收上着陆情况，飞行员应考虑下列技术。仅限于在模拟机中进行针对该情况的训练。

在选择适当的着陆机场后且在开始进近之前，考虑降低飞机的总重（消耗燃油）来减小接地时的速度。

考虑到较大机动速度需要有较大的转弯半径，因此要飞一个宽的起落航线。在距跑道约 10 海里时建立五边。这样做使得在平飞时有时间放出起落架并减速至目标速度和完成所有所需检查单。保持不低于襟翼收上机动速度直到建立五边。以正常的坡度角机动直到五边。

五边进近

如果可用，使用 ILS 或 GLS 下滑道。五边进近对正后，方可将空速降至五边进近速度。切入下降剖面之前，将空速降低至指令速度，并保持该速度直至确保着陆。

由于地速较大，五边进近的正常下降率约为 900 英尺/分钟。五边进近时机身姿态比襟翼 30 的进近姿态高 1 度到 2 度。不要做角度平缓的进近（下滑航迹角较小）或对准跑道头。使用跑道内 1000 英尺处的正常瞄准点。

注：可以在进近阶段使用自动驾驶。不可自动着陆。

低于 800 英尺时不建议使用减速板来降低空速。如果预计到着陆会超出正常接地区，则复飞。

着陆

在建议的接地点将飞机飞到跑道上。稍微拉平，使下降率的减少达到可以接受的程度。不要让飞机平飘。为耗尽多余的速度而在道面上方平飘会浪费可用的跑道长度，增加擦机尾的可能性。不要为了获得平稳落地

而冒险在正常接地区域外接地。

可能需要轻微地推杆，以在所需点接地，并将前轮落到跑道上。前轮落到跑道上以后，保持轻微地推杆并迅速完成着陆滑跑程序。需要较长时间使用最大反推。

建议使用自动刹车。自动刹车设定应与跑道长度一致。（参阅 QRH 中"空中性能"一节的自动刹车着陆距离）。如果减速不足以在所需的停止距离内停住，应使用人工刹车。

在主起落架接地时立即开始反推（高速时反推更加有效），使用最大反推力可以使自动刹车系统将刹车压力降低到最小程度。反推小于最大反推会增加刹车能量要求，可能会造成刹车温度过高。

前缘襟翼过渡—着陆

如果前缘装置不对称或歪斜地情况发生，使用"非正常检查单"中的"前缘襟翼过渡"来确定进近的襟翼设定和 VREF。VREF 提供 15°坡度机动能力且在任何情况下允许 15 度的过度保护。

着陆拉平时不要使飞机平飘时间过长。在道面上方平飘以消耗多余的入跑道口速度会浪费可用的跑道长度并增加擦机尾的可能性。

注：若在复飞中收起落架且襟翼位置超过 25，会发出起落架构型警告。

后缘襟翼不对称—着陆

如果出现后缘襟翼收上不对称，即使不对称发生在襟翼刚离开全收上位，飞机仍有完整的机动能力。消耗燃油以降低着陆重量，减小进近速度。

在着陆航线上以准确的空速飞行。在襟翼调定较小，特别是在五边进近下降时，很难避免过大的空速。五边时的俯仰姿态和下降率可能比正常着陆时大。拉平过程中，空速不像正常情况时那样容易减小。

在建议的接地点将飞机飞到跑道上。稍微拉平，以适当减小下降率。不要让飞机平飘。为消耗多余的速度而在道面上平飘，会浪费可用的跑道长度，增加擦机尾的可能性。不要为了获得平稳的着陆，冒险在正常接地区域外接地。

注：如果在复飞中收起起落架且襟翼位置超过 25，会发出起落架构型警告。

使用备用系统放出襟翼

当使用备用系统放出襟翼时，建议的调置指令速度的方法与正常放襟翼中使用的方法不同。由于使用备用系统放襟翼较慢，建议在襟翼到所选位置后，机组才调置新的指令速度。该方法防止了机组由于完成其他任务而转移了对空速的注意时，无意中进入地速状态的情况发生。

飞行操纵卡阻或受限制

虽然少见，但飞行操纵系统卡阻现象还是会发生在商用飞机上。飞行操纵卡阻可能是由于水的渗漏而造成的线缆或部件积冰，积灰或诸如线缆断裂或老旧，润滑不当或外来物一类部件故障而造成的。

飞行操纵卡阻可能难以识别，尤其是在配平适当的飞机上。俯仰轴线上的卡阻比其它轴线上的卡阻更难识别。配平会掩盖卡阻的操纵。卡阻的迹象有：

- 无法解释的自动驾驶脱开
- 无法接通自动驾驶
- 自动驾驶改平时低于或超过某高度
- 改变速度或构型时所需的操纵力超出正常情况

若发生任何飞行操纵的卡阻情况，两名飞行员都应同时用力，来消除卡阻或激活超控装置。当使用很大的力来消除飞行操纵的卡阻或激活超控装置时，无需担心这些动作会损坏飞行操纵机械装置。使用最大的力可能会使某些飞行操纵面在在飞行操纵卡阻的情况下移动。若卡阻消除后，两名飞行员的飞行操纵均可用。

注： 如果是由于积冰而造成操纵卡阻，那么进入到较高温度时，卡阻便会消除。

注： 驾驶盘和操纵杆均有超控的特性。

如果卡阻未消除，激活超控装置可以使飞行操纵面独立于卡阻的操纵移动。在未卡阻的飞行操纵上施力可以激活超控装置。如果施加了足够的力，卡阻的操纵面被超控，从而使未卡阻的操纵工作。为了识别未卡阻的飞行操纵，要对每一个飞行操纵单独施力。能最大程度地操纵飞机状态的飞行操纵装置为未卡阻的操纵。

注： 有未卡阻操纵的飞行员应当是余下飞行中操纵飞机的飞行员。

未卡阻的操纵需要施加一个正常的力，以及移动飞行操纵面的额外的超控力。例如，如果移动操纵面通常需要 10 磅（4 公斤）的力，激活超控需要 50 磅（23 公斤）的力，那么超控时移动操纵面就需要 60 磅（27 公斤）的力。卡阻的飞行操纵的反应比正常情况要慢；然而，仍有足够的反应用于飞机操纵和着陆。

对于没有超控装置的操纵，如果飞行操纵上施加了相当大的力，则会发生有限的飞行操纵面偏转。这种反应是由钢索拉伸和结构弯曲造成的，足以用于飞机操纵和着陆。

配平输入

如果存在飞行操纵的卡阻，从其他的操纵面使用人工输入以抵消压力，并保持中立的飞行操纵状态。下表提供可抵消卡阻的飞行操纵状况的配平输入。

受卡阻的操纵面	人工配平输入
升降舵	安定面
副翼	方向舵
方向舵	副翼

注：不对称的发动机推力能帮助横滚和方向控制。

进近和着陆

尝试选择侧风最小的跑道。尽早完成进近准备。着陆之前重新检查飞行操纵面以便确定是否仍存在故障。不要突然地改变推力、减速板或构型。稍微改变坡度角。五边进近时，接地前不要将推力减至慢车。使用不对称刹车和不对称反推有助于跑道上的方向控制。

注：倘若升降舵卡阻，操纵力要比正常情况下大很多且在拉平飞机时，操纵反应会比正常情况慢。

复飞程序

如果已知或怀疑升降舵卡阻，则应尽量避免复飞。若在升降舵卡阻时执行复飞，在用安定面及任何可用升降舵保持飞机俯仰控制的同时，柔和地前推油门。如要求复飞，则按照与正常复飞一样的方式执行复飞程序。

安定面配平不工作

安定面配平可能由于多种原因而不工作。最常见的原因是安定面马达失效。该故障方式会引起自动驾驶及驾驶盘电门的电动配平丧失，但使用配平手轮的人工配平仍可用。该故障方式在安定面配平不工作（STABILIZER TRIM INOPERATION NNC）非正常检查单中有描述。

其他的，并不常见的故障方式也用安定面配平不工作非正常检查单中有所描述，包括：

- 安定面马达绊住或卡组。该故障方式引起自动驾驶及驾驶盘电门的电动配平丧失，但通过超控自动驾驶及主电动配平刹车系统以用配平手

轮进行人工配平的方法仍可用。在这种情况下，人工转动配平手轮所需的力要比正常时大。

- 安定面作动筒绊住或卡住。该故障方式引起自动驾驶及驾驶盘电门的电动配平丧失及人工配平丧失。其结果是安定面不能配平。试飞已表明飞机能在安定面配平不工作的情况下飞行并安全着陆。
- 绊住或卡住的安定面动作筒可能由螺旋千斤顶结冰引起。如果机组怀疑故障可能由积冰引起，下降至较高的温度并再试一下配平。

安定面失控

用力保持驾驶杆位置以维持所需的俯仰姿态。如果非指令地配平动作继续，将操纵杆移向相反地方向，安定面配平指令就会中断。

人工安定面配平

如果需要人工安定面配平，在拉出人工配平轮手柄前，确保两个“安定面配平关断”电门放在关断（CUTOUT）位。

安定面上过大的空气动力载荷要求两位飞行员来修正错误配平。在极端条件下，可能需要气动地减轻空气动力荷载，以允许人工配平。当尝试人工配平时，加速或减速到配平时的速度。

预计进近要求的配平改变。在进近前提早确立飞机构型。当到达着陆构型时，尽可能保持恒定的配平调定值。如果需要复飞，应考虑到当空速增加时的配平变化。

备用方向舵接通（如安装）

只要备用方向舵动力控制组件（PCU）工作，备用方向舵接通灯（STANDBY RUDDER ON）就会亮起。如果该灯的亮起与机组行动或液压系统故障无关，可能发生了以下两种情况中的一种。最有可能情况是一种抵抗监视器故障的力无意中激活了备用泵，为备用PCU提供了动力。在这种情况下，三个 PCU 控制活门为方向舵提供动力，这时应避免最大方向舵输入量以防止在方向舵上产生过大的载荷。非正常检查单中有对该情况的描述。第二种情况是指示卡阻情况的两个主 PCU 控制活门间存在压差。该情况不需要非正常检查单，因为使用备用方向舵 PCU 能获得满意的方向舵操纵。

飞行仪表，显示

空速不可靠

空速管/静压系统堵塞或结冰，或是整流罩严重受损或丢失，会产生不可靠的空速指示。当空速管的冲压空气入口被堵塞，探头压力通过排气孔释放，空速缓慢降为零。如果冲压空气入口和探头排气孔均堵塞，则在系统内部的压力变得无法预测。该压力会因膨胀而上升、因收缩而降低或保持恒定。在所有情况下，空速指示都会不正常。这可能意味着当爬升时指示空速增加，下降时指示空速减小，或巡航中指示空速不可预测。

如果机组意识到这个问题，那么在没有有效空速信息帮助的情况下也能安全飞行，并且不存在困难。只有熟悉姿态、推力设定和空速之间的相互关系，才有可能尽早识别错误的空速指示。识别错误过迟会导致对飞机失去控制。

机组应熟悉每一种机动飞行的大致俯仰姿态。例如，爬升性能是基于保持某一特定空速或马赫数得出的。任何机身姿态的显著改变通常都要求维持一个需要的空速，这个空速应该警告飞行员注意潜在的问题。

当识别出异常空速时，立即将飞机改回到当前飞行阶段的目标姿态和推力设定。如果需要在无有效空速指示的情况下继续飞行，参阅 QRH 中《空中性能》一节的不可靠空速/穿越颠簸气流表，获取正确的飞机姿态、推力设定以及实际飞机全重和高度下的垂直速度（V/S）。

地速信息可以从 FMC 和仪表显示上获得。这些指示可用做交叉检查。许多空中交通管制雷达也可以计测量地速。

对装有迎角（AOA）指示器的飞机来说，应将模拟指针保持在约 3 点钟的位置上。这大致是现有飞机构型下的安全的机动速度或进近速度。

下降

通过飞机机身姿态和按照 QRH 表格检查下降率，可以用慢车下降至 10000 英尺。在高于所选改平高度 2000 英尺以上时，将下降率减至 1000 英尺/分钟。一达到所选高度，按飞机构型建立姿态和推力。如有可能，在改变构型和高度前,保持飞机稳定。

进近

如可能，完成 ILS 或 GLS 进近。尽早在五边进近建立着陆构型。在下滑道截获或开始下降时，按 QRH 的表格调置推力和姿态，并用推力控制下降率。

着陆

控制五边进近以使飞机在距跑道口 1000～1500 英尺处接地。将飞机降到跑道上，不要带住飞机使其平飘接地。

如可能，使用自动刹车。如果使用人工刹车，在确认安全停止前保持足够的方向舵脚蹬的压力。接地后，迅速完成着陆滑跑程序。

燃油

燃油平衡

波音飞机上的燃油平衡限制的主要目的是为了机体和起落架的结构寿命，并不是由于控制能力限制。经常在超出燃油平衡限制的条件下操作，会导致机体或起落架的结构寿命缩短。在燃油超出正常平衡限制的情况下，水平操纵不会受到显著影响。

燃油平衡警告的主要目的是通知飞行员超出目前状态的不平衡会导致增加的配平阻力和较高的燃油消耗。当收到燃油不平衡警告时，应完成不平衡燃油非正常检查单（IMBAL NNC）。

机组普遍存在一种错误观念，即空中发动机关车后应立即打开燃油交输活门，以防燃油不平衡。这种操作与波音建议之程序恰恰相反，它可能加剧燃油不平衡。这种操作在单发失效和存在燃油泄漏时尤其严重。不遵循检查单而武断地打开交输活门并开始燃油平衡程序，就可能将可用燃油抽到机外。

在模拟机训练时这种错误观念可能被进一步加强。模拟机中的燃油泵是按所有油泵输出压力相等的模式设计的，所以打开交输油门似乎能保持

燃油平衡。然而，飞机上的燃油泵在输出压力上有一个允许的变化。如果燃油泵输出压力之间由足够的压力差且打开了交输活门，那么燃油就会以较高的输出压力供给工作的发动机。这样可能会导致燃油从油量最少的油箱中无法预计地流出。

燃油平衡的考虑事项

当进行燃油平衡程序时，机组应考虑以下几点：

- 使用燃油平衡补充程序与良好的机组配合可以降低机组发生错误的可能性
- 在未接近不平衡极限时进行例行燃油平衡增加了机组出错的可能性且不能明显改善燃油消耗。
- 在飞行的关键阶段，应延迟燃油平衡直到工作负荷允许。这样做减少了机组出错的可能并允许机组将注意力集中在航迹的控制上。
- 若燃油平衡的原因很明显（例如发动机失效或不对称推力等），则进近期间发生燃油平衡不必说明。

燃油泄漏

任何时候遇到非预计的油量指示，如 FMC 油量信息，或燃油不平衡情况，因考虑燃油不平衡时可能的起因。保持燃油记录并将实际的燃油消耗与飞行计划的燃油消耗相比较，有助于飞行员识别燃油泄漏。

显著的燃油泄漏难以发现，也非常少见。发动机燃油泄漏非正常检查单假设泄漏发生在前翼梁与发动机之间。这是最常见的燃油泄漏种类，因为燃油管在支柱内是暴露在外的。大部分其他燃油管，诸如交叉输油总管，是包含在油箱内的。由于形成油箱的机翼结构坚固，很少有显著的从油箱泄漏到外面的燃油泄漏情况出现。

在驾驶舱没有专门的燃油泄漏指示。必须通过燃油记录的不一致，目视确认，或通过一些由于泄漏而发出的指示来侦测泄漏。任何非预期的燃油量改变或燃油平衡都应该使机组警惕泄漏的可能。如果怀疑泄漏，立即根据非正常检查单操作。

非正常检查单可以使机组逐步确定燃油是否从支柱或发动机区域泄漏。如果证实发动机燃油泄漏，非正常检查单会指导机组关断受影响的发动机。关车有两个原因。第一个是关断翼梁阀门，从而停止泄漏。这将防止燃油损失，燃油的损失将导致低燃油的状态。第二个原因是燃油从发动机周围泄漏时增加了起火的可能。着陆时使用反推增加了起火的危险。因为反推显著地改变了发动机周围的气流，使燃油在更广泛的区域散开。

低燃油量

当燃油量低（LOW）指示显示时，出现了低燃油情况。

进近和着陆

在燃油量低的情况下，下降和进近中应尽可能长时间地保持光洁构型以节省燃油。但是，应尽早开始改变飞机形态以便能够柔和、缓慢地减速到五边进近速度，从而防止燃油流向油箱的前部。

建议使用正常的着陆构型及与风的情况相适合的空速。

如果跑道条件允许，应避免使用过重刹车和过大的反推力，以防所有燃油泵露出油面及在着陆滑跑中可能导致的发动机熄火情况。

复飞

如需复飞，应缓慢柔和地施加推力并保持安全爬升梯度所需的最小的机头上仰机身姿态。避免飞机迅速加速。如果任一机翼油箱的燃油泵低压灯亮，不要关断燃油泵电门。

液压系统

合理计划进近是很重要的。应当考虑不工作系统对下列性能的影响：侧风能力、自动飞行、安定面配平、操纵反应、操纵感觉、反推、停止距离、复飞形态以及到达备降机场所需性能。

液压系统不工作—着陆

如果起落架是人工放出的，则起落架不能收起。后缘襟翼能使用备用（电子）系统收放。然而，襟翼行程的比率大大下降了。前缘装置也能用备用系统放出，但不能收回。

如果失去系统 B，或同时失去系统 A 和 B，根据相关的 NNC 建议应使用襟翼 15 来改善复飞能力。使用襟翼 15 在拉平中，飞机可能有平飘的趋势。不要让飞机平飘。在建议的点将飞机飞到跑道上。

如果前轮转弯不工作且存在侧风，应考虑在报告刹车效应好或很好的跑道上着陆。在低于 60 海里/小时的情况下，方向舵的效果减小，刹车效应成为主要的方向控制手段。如果控制力令人满意的话，使用差动推力和刹车完成在跑道上的滑行。由于飞机控制困难和刹车热量的积累，因此不建议在前轮转弯不工作的情况下连续滑行。

人工恢复

如果液压系统 A 和液压系统 B 都不工作，则副翼和方向舵由人工操纵。在这些操纵中会发现显而易见的不工作区域。转弯需要高操纵力，驾驶盘必须强制返回副翼中立位置。

电动和人工配平仍有效。不要配平过量。飞机应配平成轻微的机头上仰并保持轻微的前推操纵杆的力以使升降舵不工作区域的影响最小。

方向舵由备用液压系统提供动力。必需小心不要过量操纵方向舵。

注： 备用的方向舵包括偏航阻尼器，该装置在人工恢复中协助副翼不工作区域的横滚控制操纵质量。

做一个长的直线进近。推力变化小而慢，以允许俯仰配平改变。着陆构型和进近空速应建立在跑道中心线上，这样仅需稍许减小推力就可以获得着陆剖面。不要做小下滑角进近。预计飞机为接地而减少推力会产生下俯的趋势。为帮助减小下俯趋势，进近时进行少许配平使机头上仰并在高于正常高度时开始拉平。虽然通常不建议在拉平过程中配平，但是拉平过程中增加少许机头上仰配平可能会减小该状态下着陆所需的高操纵杆力。

接地后，反推装置的工作会减缓。由于仅蓄积的压力才可用，因此施加稳定的刹车压力。不要施加过大的前推操纵杆的压力。在未放出减速板

时施加过大的前推操纵杆力会导致主起落架承受的压力减小并降低刹车能力。

不要尝试在停止后滑行飞机因为这样积蓄的压力会耗尽或接近耗尽。

如果需要复飞，用柔和推力，并用相应的安定面配平。快速使用推力将引起使机头上仰的力。

起落架

起落架手柄在收上位卡阻

起落架会因为起落架手柄的机械卡阻，或起落架选择阀门滞留在收上位，而卡阻在收上位置。任意一种情况都会导致起落架继续被加压保持在收上位置。

起落架手柄卡阻在收上位置非正常检查单让机组尝试通过拔出起落架超控扳机来旁通螺线管连接。如果起落架因为起落架手柄的机械卡阻而卡阻，这可以解决卡阻的问题。如果这样做没有让起落架手柄移动到放下位置并且所有的起落架指示放下并锁住，起落架很有可能卡阻在收上位置，因为起落架选择阀门滞留在收起位置。在这种情况下机组必须拉出人工放起落架手柄来释放上位锁并让起落架放下。由于 737NG 的系统重新设计过，不需要像早期的 737 一样释压任何一个液压系统。

起飞中或起飞后轮胎失效

如果机组怀疑起飞中有轮胎失效，应通知为出发机场服务的机场交通服务（ATS）机构有轮胎碎片散落在跑道上的潜在可能。机组应考虑继续飞往目的地，除非指示发生了其他损坏（非正常发动机指示，发动机振动，液压系统故障或泄漏等等。）。

通常，继续飞往目的地机场可以减轻飞机重量，并为机组提供在低工作负担下计划和协调其进场和着陆的机会。

选择着陆机场的考虑事项有如下几条，但不仅限于以下几条：

- 有足够的跑道长度和可接受的道面条件来解决可能的刹车效应损失
- 有足够的跑道宽度来解决可能的方向控制困难
- 可能会导致高地速接地和恶劣滑行情况的高度和温度条件
- 考虑着陆后“滑入”距离的跑道选择选项
- 在继续滑行前，公司的维修人员在着陆后进行继续滑行前，将检查机轮，轮胎和刹车。
- 若飞机需要修理，地面维护设备的可用性。

瘪胎着陆

波音飞机的设计使起落架和完好轮胎有足够的强度承受前起落架瘪胎或主起落架瘪胎的力。如果着陆前驾驶员知道有瘪气轮胎，则使用正常进近和拉平技术，避免超重着陆并利用跑道中心。按需使用差动刹车以进行方向控制。在一个轮胎故障的情况下，除非发现不寻常的振动或发生其他故障，否则不必进行牵引。

如果前轮瘪胎，缓慢柔和地将前轮放到跑道上，同时轻微刹车。如果跑道长度允许，可以使用慢车反推。可以使用较低设定的自动刹车。一旦前起落架放下，增大或减小带杆力就可能影响到振动程度。保持前起落架与跑道接触。

主起落架瘪胎会导致刹车效应完全丧失、在轻微使用刹车或不使用刹车时向瘪胎一侧偏移或刹车量过大时则向瘪胎的反方向偏移。建议使用最大反推。不要使用自动刹车。

如果不确定究竟是前轮故障还是主轮故障，应缓慢柔和地将前轮放到跑道上，不要使用自动刹车。可能需要使用差动刹车帮助飞机转弯。按需使用慢车或较高的反推以停住飞机。

注：延长滑行距离或加快滑行速度可能使完好轮胎的温度大幅上升。

起落架不完全放下或起落架收上着陆

以所有可用的起落架着陆。起落架吸收初始的震动并延迟机身部分的触地时间。不建议循环收放起落架以尝试放出剩余的起落架。起落架收上或部分收上的着陆，最好在尝试解决起落架的问题时耗尽燃油。

着陆跑道

应考虑在有足够跑道和消防设施的最合适机场着陆。不必在跑道上喷泡沫。试验证明：喷泡沫的效果很小，而救火车重装泡沫越需 30 分钟。

进近前

如果时间和条件允许，通过消耗燃油来尽可能多地减轻重量，以获得可能的最低接地速度。

根据机长指令，按需通知机组和旅客当前的情况。与地面所有应急设备协作。例如，救火车一般用公用 VHF 与飞机联系，可以通知机组着陆时的飞机状况。通知乘务组执行紧急着陆程序，并向旅客简述撤离程序。

非正常检查单指导机组按需抑制近地警告系统，以防在起落架收起的情况下接近地面产生烦人的警告。

对于在任何起落架构型下着陆，早些建立进近速度并保持正常的下降率。

着陆技术

试着将飞机保持在跑道上以使飞机的损坏减到最小并帮助撤离。接地后，在升降舵效能丧失之前柔和地放下机头。使用所有的气动能力以保持跑道上的方向控制。在接地速度下，对大多数构型方向舵都能提供足够的方向控制。在低于 60 海里/小时的速度下，使用前轮/方向舵脚蹬转弯，如可用，按需使用差动刹车。

使用减速板

在起落架不完全放下或起落架收上着陆中，仅在停止距离为临界值时需要放出减速板。在一个起落架未放出的情况下，在所有起落架或前起落架或发动机短舱接触跑道之前放出减速板，可能损害飞机的操纵性。

在完全接地后放出减速板也可能产生飞机停下后不能收起减速板的风险。如果发生了该情况，若用翼上出口撤离，会增加旅客受伤的可能性。

如果在指示任何起落架收上或不完全放出的情况下着陆，尝试以不安全的指示在机场区域飞行，以可能的不丧失飞行操纵效能地最低速度柔和地飞向跑道。以低速度柔和地接近跑道能帮助减少飞机损坏并提供将飞机维持在跑道上地更好地机会。由于在机身触地前飞机更容易控制，在机头及飞机两侧都完成接地后才延迟放出减速板。如果在所有部位完成接触跑道前放出减速板，飞机将以更高的速度更快完成接地。

一些机组或用户可能选择在指示起落架不完全放下的着陆中不使用减速板。但是，大多数起落架不完全放下的指示是由于指示器故障，而不是起落架并未真正放下。如果机组选择在着陆时不使用减速板，应意识到如果接地或滑跑时起落架是放出的，停止距离可能快速达到临界值。

使用反推

在起落架不完全放下或起落架收上着陆时，一台发动机触地会造成足够的损坏，从而可能使反推装置机械无法工作。在任何起落架无法放下的情况下选择反推会产生额外的不对称情况，该情况使方向控制更加困难。应仅在停止距离处于临界值时才使用反推。

如果需要反推，要记住在机身部分触地前飞机更容易控制。在一个起落架未放下的情况下，在所有起落架，或机头或发动机短舱未接触跑道前，使用了反推，飞机将以更高的速度更快地完成接地。

停止后

按需完成旅客撤离。

起落架不完全放下或起落架收上的组合

两主起落架放下，前起落架收上

在跑道的中心线着陆。接地后，在丧失升降舵效能之前柔和地放下机头。

仅放下前起落架

在跑道中央着陆。使用正常的进近和拉平姿态，在触地前保持带杆的力。发动机在前起落架之前触地。

一个主起落架放下且前起落架放下

在与放下的主起落架相应的跑道一侧着陆。在接地时，尽可能长时间地保持机翼水平。使用方向舵及前轮转弯进行方向控制。在所有起落架接触跑道或起落架未放出一侧的发动机短舱接触跑道后，按需使用起落架放下一侧的刹车，以保持飞机直线滑行。

仅放下一个主起落架

在与放下的主起落架相应的跑道一侧着陆。在接地时，尽可能长时间地保持机翼水平。使用方向舵进行方向控制。在所有起落架接触跑道或有起落架未放下的情况下机头或发动机短舱接触跑道后，按需使用起落架放下一侧的刹车，以保持飞机直线滑行。

所有起落架收上或不完全放出

在跑道中心线着陆。发动机先触地。在地面滑行的起始阶段，有足够的可用方向舵来保持方向控制。在方向舵控制可用时，尝试将飞机保持在跑道中心线上。

超速

最大使用速度/最大飞行马赫数（VMO/MMO）是经审定的飞机最大操作速度，不应有意超过该速度。然而，机组偶尔会无意间超速。飞机已进行过超过 VMO/MMO 的飞行测试以确保用柔和的飞行操纵输入将使飞机安全地回到正常的飞行包线内。

在高高度巡航时，风速或风向的改变会导致超速。尽管在逻辑上，自动油门能在飞机接近 VMO 或 MMO 时，提供更强烈的速度控制，但仍存在某些超出自动油门系统防止短期超速能力的情况。

当在高高度巡航中修正超速时，要避免将推力减至慢车，将推力减至慢车会减缓发动机加速回巡航推力并可能导致对空速操纵过量或损失高度。如果自动油门修正不令人满意，缓慢放出部分减速板，直到空速明显减小。当空速低于 VMO/MMO 时，按照与放出速率相同的速率收减速板。可缓慢前推油门杆，以达到巡航速度；如果不能，则应更快地前推油门杆。

以 VMO/MMO 或接近 VMO/MMO 的速度下降时，大多数超速发生在自

动驾驶仪在改平前或改平中截获垂直导航（VNAV）航迹后，要求使用减速板保持航迹时。在这些情况下，如果在改平中将减速板收回，飞机可能瞬时超速。在接近 VMO/MMO 使用减速板下降时，将收减速板延迟到 VNAV 航迹或高度截获完成后进行。通常，在风切变情况下爬升，机组可能考虑在爬升或下降速度上减小 5 到 10 海里/小时以减少超速的发生。这对燃油消耗及总航程时间的影响很小。

当遇到无意间超速的情况，除非自动驾驶明显不能修正超速，否则机组应保持自动驾驶接通。然而，如果要求人工输入，则脱开自动驾驶。注意，为避免或减少无意间超速的严重性而脱开自动驾驶，可能会导致俯仰的突然改变。

在爬升或下降中，如果 VNAV 或 LVL CHG 俯仰控制不能令人满意地修正超速，暂时将电门换至 V/S 方式可能对控制速度有所帮助。在 V/S 方式中，可以略微调整垂直速度以增加俯仰姿态来帮助修正超速。一旦速度低于 VMO/MMO，可重新选择 VNAV 或 LVL CHG。

注：一旦超过了 VMO/MMO,最大空速应记录在飞行记录本中。

擦机尾

在起飞或着陆时，机身后下方或尾橇（如安装）触到跑道，就会发生擦机尾。飞行机组缺乏对所飞机型的经验，是造成此现象常见明显的原因。了解了导致擦机尾的因素就可以减少擦机尾发生的可能性。

注：一旦怀疑或得知机身接地，完成相应的非正常检查单。

起飞危险因素

下列起飞危险因素中的任一种都可能预示着擦机尾：

错误配平的安定面

这通常由使用错误的起飞数据造成，例如错误的重量，或不正确的重心（CG）。此外，有时准确的数据未能正确输入飞行管理系统（FMS）或没有正确地调定安定面。机组可以通过对平衡表上的数据提出质疑来防止这类错误、纠正这些情况。将平衡表数据与过去的飞机上的经验作比较有助于估算出合理的数据。

不当速度抬轮

这种会导致擦机尾地情况，是由于一些非正常状况而过早抬前轮，或是飞机以相对于重量和/或襟翼调定以过低的空速抬前轮而造成的。

抬轮中配平

在抬前轮时配平可能会导致擦机尾。在配平工作时，操纵飞机的飞行员很容易失去对升降舵的感觉，这会导致过大的抬轮率。

过大抬轮率

机组在操纵一种新的机型，特别是从无动力协助飞行操纵的飞机改装到有液压辅助操纵的飞机时，飞行员最容易使用过大的抬轮率。为达到正确的抬轮率而输入的操纵量根据各个机型而变化。当改装到新机型时，飞行机组可能还不能意识到，新机型对于俯仰输入的反应方式与以前的机型并不完全相同。

飞行指引仪使用不当

飞行指引仪仅在飞机升空后提供准确的俯仰指导。如果抬轮率正确，飞机可以以约 15 的所需的俯仰姿态达到 35 英尺。然而，在起飞时过猛地抬头以跟踪俯仰杆是不正确地且会造成擦机尾。

着陆危险因素

着陆时擦机尾会造成比起飞过程中的同类事故更严重的损坏，且需要更多的金钱和时间来修复。最糟糕的情况是，机尾会在起落架触地前撞击跑道，吸收大量超出原设计能力的能量。通常这会造成后部密封隔框损坏。

下列着陆危险因素中的任一种都可能预示着擦机尾：

不稳定进近

不稳定进近是引起擦机尾的最主要的单一原因。飞行机组应在飞机下降到离地高度（AGL）1000 英尺时，稳定所有进近的变量－保持在中心线上、保持进近航迹、速度以及最终着陆构型。有时这不可能做到。正常情况下，如果飞机在这些进近变量不稳定时下降穿越 1000 英尺 AFE（IMC），或 500 英尺 AFE（VMC），则需要考虑复飞。参考此手册第五章标题为“稳定进近建议”的部分以获得有关稳定进近更加详细的信息。

飞行记录数据表明，那些在 500 英尺下不稳定状态中继续进近地机组，很少能将进近稳定住。飞机达到拉平时，空速常常不是过大就是不足。所以拉平中有动力和俯仰修正过大的趋势，最终导致接地时俯仰不停变化，随后发生擦机尾。如果接地打开扰流板时，俯仰迅速增加，则扰流板会增加额外的机头上仰力，减少俯仰效能，这增加了擦机尾的可能性。相反地，如果飞机速度慢，拉平时增加俯仰并不能有效降低下降率；有些时候，反而可能会使其增大。

主起落架坚实接地通常比机头迅速上升的柔和接地更可取。在这种情况下，瞬时增加动力可能有助于防止擦机尾。此外，不稳定进近也会导致着陆近距离长或冲出跑道。

拉平时保持平飘

擦机尾着陆的第二个常见的原因就是过度拉平，过度拉平会损失空速从而导致高度迅速丧失，（失速接地）。该情况通常是由于想完成特别柔和柔软的着陆而造成的。非常柔和/柔软的接地并不重要，甚至不需要，特别是在湿跑道的情况下。

拉平中配平

在拉平中进行方向舵配平可能会造成擦机尾。在配平工作时，操纵飞机的飞行员很容易失去对升降舵的感觉。过多的配平会抬起机头，即使这不是所需的动作。机头上仰会造成平飘，接着会失速接地或俯仰过度并以三点姿态接地。机组应在进近时配平飞机，而不是在拉平中配平。

侧风误操作

当飞机处于侧滑的姿态以补偿风效应时，这种交叉控制机动减小升力、增大阻力，并有可能增加下降率。如果接着飞机下降进入紊流表面层，特别是当风转向机尾时，就会发生擦机尾。

高接近速率与潜在的从斜后方吹来的风转变等因素综合在一起会导致通常在 100 英尺以下遇见的风速突然下降。上述现象与紊流结合会使确定拉平的时机变得非常困难。操纵飞机的飞行员可以按需使用额外的推力，并适当地改变俯仰姿态以使下降率在开始拉平之前保持稳定，这样就能最佳地处理这种情况。飞行机组应清楚开始复飞的标准，并计划在需要时使用这种由来已久的避让机动。

复飞时过渡抬轮

复飞在进近中开始地非常晚，如开始于着陆拉平中或接地后，是造成擦机尾的常见原因。当复飞方式开始时，飞行指引仪立即指示复飞俯仰姿态。如果操纵飞机的飞行员突然抬头至指令杆指令的姿态，在飞机回应并开始爬升前可能发生擦机尾。复飞时，需增大推力与俯仰姿态。如果俯仰姿态增大而推力增加不足，由此导致的速度衰减可能导致擦机尾。当飞机仍在跑道上方时，开始一较晚的复飞后，机组极力避免起落架触地的强烈愿望可能是造成擦机尾的另外一个因素。通常，这种担心是不必要的，因为在较晚的复飞过程中起落架短暂触地是可接受的。自动着陆和复飞认证程序中已演示了该情况。

警告系统

如果发生非预期的起落架构型或 GPWS 警告，机组必须确保在飞行阶段有正确的构型。可能需要一些时间来评估该状况，并采取正确的动作来修正偏差。必须保持对飞行航迹的控制和对仪表的监控。

注： 如果警告发生在进近阶段，则必须复飞，紧接着应保持或增加额外的机动飞行。

轮舱火警

在轮舱着火警告后迅速执行轮舱火警非正常检查单对于及时放起落架是很重要的。在该检查单中，要遵守起落架速度限制。

注：为避免在新的目标空速下无意识地减速，应保持自动油门接通。

如果空速高于270海里/小时/.82马赫，必须在起落架放出前减小空速。以下方法中的任何一种都能使自动油门变为速度（SPD)方式，与使用VNAV速度干预或LVL CHG(高度层改变)相比，能更快地减速。

- 选择高度保持，并调速至大约250海里/小时
- 对于装有速度干预的飞机，设置MCP高度至所需的改平高度并使用速度干预来减小空速。

注：另外，推力杆可减至慢车位且/或可使用减速板来加快减速。

如果俯仰方式为VNAV，且机组想保持在该方式，选择速度干预，打开MCP指令速度窗，然后调速至大约250海里/小时。如果俯仰方式为LVL CHG（高度层改变），且机组想保持该方式，只需调速至大约250海里/小时。这些技术不像恢复至速度（SPD）方式那样快速减速，但可使机组保持使用的俯仰方式。

风挡

风挡损坏

为了执行风挡损坏非正常检查单，飞行机组可能需要确定受影响的风挡内层是否破裂或开裂。这可以通过将诸如笔一类物体的尖端放在裂缝上，然后移动头部并同时注意物体的尖端来确定。如果裂缝似乎相对于物体尖端一起移动，表明裂缝不在风挡内侧。如果裂缝没有相对于物体尖端一起移动，表明裂缝在风挡内侧。也可以通过用指甲滑过风挡表明来确定风挡内侧的裂缝。

在 4 号风挡上，确定风挡的中间层或外层是否破碎或开裂时，这些检查可能不起作用。由于机组很难判断 4 号风挡中间层或外层是否破碎或开裂，因此检查单按照中间层或外层开裂或破碎的情况给出行动指导。

在加热的 1, 2, 3 风挡和 5 号风挡上，如果机组不能确定风挡的哪层破碎或开裂，假设内层破碎或开裂，并继续做检查单。

若两个前风挡都脱层或前方视野不符要求，如果可以，完成 ILS 或 GLS 自动着陆。

侧窗打开飞行

起飞滑跑过程中由于空气载荷的原因无意中打开未上锁的驾驶舱侧窗，该情况并不被认为是进行高速中断起飞（RTO）的理由。虽然由此造成的噪音水平会干扰机组通讯，机组仍应考虑继续起飞并在升空且航迹处于控制后关闭边窗。一旦侧窗关闭并锁定，增压正常，继续飞行。如果侧窗损坏并且关不上，返航至起飞机场。

在释压后，可以按需在空中将窗打开。由于空速较高时噪音级别会增大，因而建议减小空速。现用襟翼设置的机动速度是很好的目标速度。当噪音级别较高，即使处于低速时，也应在开窗前说明意图并通知空中交通管制（ATC）。但是，驾驶舱几乎没有紊流。因为由于飞机设计的缘故，在打开的窗户上方存在一块空气相对静流区。小心地避开气流，透过打开的窗观察前方，这样可以保持前方视野。

超出非正常检查单范围的情况

几乎不会遇到超出波音建议的非正常检查单范围的空中事件。这些事件可能是一些意外情况造成的，比如空中相撞，炸弹爆炸或其它主要故障。在这些情况下，机组人员可能需要完成多种非正常检查单，从几个不同的检查单中根据需要采用一些内容来应付该情况，或者是很少或没有特别的指导而只能靠机组自己的判断和经验来应付。由于这些情况极少发生，因而为机组制定针对所有这些情况的特定的检查单是不现实或不可能的。

下述准则可能有助于机组在遭遇这些情况时采取正确的行动。尽管这些准则代表的是可称为“常识”的情况，但由这些情况决定的被飞行员所理解的行动步骤将提供最安全的飞行方式。

基本空气动力学和系统知识

基本的空气动力学原理知识和飞机的操纵特性以及综合理解飞机的系统是应付这类情况的关键因素。

所有的飞行员都知道并理解基本的空气动力学原理。下列文字虽然不是完整和全面的清单，但它们是对与特殊情况相关的某些基本空气动力学原理及飞机系统信息的简要回顾：

- 如果副翼控制受影响，方向舵输入有助于克服不需要的横滚趋势。反之，如果方向舵受影响，可用副翼克服。
- 如果副翼和方向舵控制都受影响，采用不对称发动机推力可协助横滚和方向控制。
- 如果升降舵控制受影响，可以使用安定面配平、坡度角和推力来控制俯仰姿态。为了能有效地做到这一点，发动机推力和空速必须与安定面配平输入相协调。如果推力增加但没有通过重新配平安定面来采取正确的修正措施，飞机将不断上仰。如果失去稳定的俯仰姿态的话，机组应了解飞机沿俯仰轴线的自然摆动趋势。在波音飞机上这些摆动通常会自我衰减，但为了确保正确的操纵，可能需要使用推力和／或安定面配平以加速衰减，恢复稳定的状态。推力增加时表现为机头上仰，推力下降时表现为机头下俯。当试图用发动机推力阻止俯仰摆动时应小心，以便正确及时地使用推力，并使非周期的俯仰摆动不再发展。
- 所有的波音飞机都设计有飞行操纵脱开功能。如果存在飞行操纵卡阻，两位飞行员可以用力消除卡阻或激活切断功能。不必顾虑用力太大会损坏机械装置。在某些情况下，消除卡阻可能允许一个操纵杆在控制轴线部分卡阻的情况下进行飞行控制。可能需要在受影响的控制轴施加脱开力以完成剩下的飞行
- 失速裕度随坡度角和载荷因数的增大而减小。因此，当机动飞行能力出现问题时将坡度限制在 15 度内是谨慎的做法。当需要较大坡度角时，在襟翼标牌限制范围内增加正常襟翼／速度机动计划可以提供额外的失速裕度
- 所有的波音飞机都有能力以任何襟翼位置着陆，包括襟翼收上。使用适当的机动和五边进近速度，并确保着陆后有足够的可用跑道以使飞机停止。

航迹控制

当遇到上述情况时，机组应首先考虑保持或恢复对飞机的完全控制并建立可接受的航迹。这可能需要使用不寻常的技术，比如使用全行程副翼或方向舵，或在非对称推力情况下，减小工作的发动机动力以恢复水平控制。这可能要求降低高度以换取空速或反之。其目的是，采取一切必要行动以控制飞机和保持安全的航迹。即使在已无法保持飞行、即将撞地这种最坏的情况下，“受控制的撞地”也远比失控地飞向地面好得多。

如果襟翼操作有问题，除非飞机性能要求立即改变前后缘襟翼位置，否则不要这样做。如果襟翼位置变化了，应考虑不对称襟翼情况对控制飞机可能产生的影响。如果襟翼没有损坏，应按相关非正常检查单（NNC）的指示操纵襟翼。一旦襟翼过渡中遭遇横滚力矩增加的情况（表明无法自动克服襟翼不对称情况）将襟翼手柄恢复到先前的位置。

异常事件在空中对飞机的操纵特性造成不良影响，也会在着陆地面滑跑时继续对飞机的操纵特性产生不良影响。为保持方向控制，可能在其他控制输入之外，还要求使用差动刹车和/或非对称反推。

检查单记忆项目

建立飞行航迹后，执行相关非正常检查单的记忆项目。此时，应着重于问题的控制。当建立了合适的飞行航迹和构型时，开始执行非记忆项目。

开始五边进近前完成所有适用的NNC。使用多个检查单时，若出现步骤冲突，考虑常识并小心注意。即将采取的行动应与损伤评估和操作评价相一致。

通讯

尽快建立驾驶舱通讯。这可能需要使用驾驶舱内话系统，或在噪音级别很高的极端情况下，为有效地联系也可能需要使用手势和身体姿势。

向空中交通管制（ATC）报告紧急情况以便优先着陆并在着陆后得到紧急服务。制定行动计划并通知 ATC。如果可能，申请一个单独的无线电频率，以避免注意力分散及频率的改变。如果无法与 ATC 建立无线电通讯，则将应答机选择为 7700 并根据情况采取进一步的行动。

虽然与乘务组和公司地面站建立联络很重要。但应在时间允许的情况下完成。如果需要立即降落，尽快通知乘务组。

损伤评估和飞机操纵评估

除非碰到像飞机即将解体或失去控制这样的情况，否则机组人员应在试图着陆前花一些时间估计损坏的影响和/或情况。缓慢地改变形态和空速直到完成损坏和操纵性评估，并确保可以安全地使用较小的空速。此外，将坡度角限制在15 并避免发动机推力和空速变化太大或太快，否则可能会对飞机的操作能力产生不利影响。如有可能，可在一个万一飞行航迹控制受到意外影响的情况下仍能提供安全的改出裕度的高度上进行损坏评估和操作评价。这要求机组人员对当时的 情况作出良好判断，以确定一个合适的高度来进行这种评估。

首先应检查驾驶舱内的仪表指示，评估损坏的情况。应考虑到损坏可能产生的积累效应。对飞机系统操作的充分了解有助于极大地简化该任务。

如果怀疑结构损坏，尝试从驾驶舱和 / 或客舱进行直接的目视观察以估计损伤的程度。当机组人员从驾驶舱只能看到飞机的一小部分时，任何目视观察数据都有助于尽量多地了解飞机形态和状态，并对决定随后的行动十分有用。

飞行机组应考虑与公司保持联络，将情况通知公司并将公司作为信息的可能来源。除了目前和预报未来地天气及机场条件外，还可以从专家处获得技术信息和建议。这些专家可以来自于公司内部，也可以来自于波音公司。

如果控制能力有问题，应考虑对飞机的控制特性作一次检查，这一检查的目的在于确定最低安全速度和相应的着陆构型。如果襟翼损坏，则在完成这一检查前，应考虑如果襟翼位置变化、出现不对称的情况对飞机控制可能产生的影响。通过缓慢而有序地减小速度并放下襟翼来完成这一检查。仅在可用推力允许时放下起落架。

首先，应使用相应的非正常检查单指示的襟翼 / 速度计划。如果在达到相关的襟翼速度时或之前出现抖杆或初始失速抖振，或为了保持机翼水平需要迅速增加驾驶盘偏转或全行程方向舵偏转，则将速度增大到安全的程度，并考虑将这一速度作为已建立构型的最小进近速度。

损坏估计和对操作性能的估计完成后，机组人员应随即作出完成飞行的下一步计划。

如果要考虑飞机的性能，使用备用襟翼或起落架放下系统可能需要在实际进近中已进行了飞机操纵性能的检查。由备用系统做出的形态改变是不可逆的。机组必须对五边进近特别小心，尤其要注意最小安全速度和适当的飞机构型。如果为横滚控制而使用非对称推力或俯仰性能受到限制，则计划保持住推力直至接地。

着陆机场

当选择着陆机场时应注意如下事项：

- 天气条件（最好为目视气象条件（VMC））
- 航路时间
- 可用跑道长度（在风允许的情况下，尽可能使用最长跑道）
- 可用的紧急服务
- 机组人员熟悉情况
- 特定情况要求的其他因素

预　留

空　页

附录 附录 A
操作信息 第 1 节

前言

该附录中所包含的信息由使用737NG飞行机组训练手册的机构用户提供。

预 留

空 页

前言

该附录中包含的建议是针对使用737NG飞行机组训练手册的公司操作人员而提出的。这些建议来自于波音公司的经验，用户可以将其作为指导。用户有责任确定这些建议是否适用于其操作。其中一些建议可能需要与相应的管理机构相协调。

操作原则

需要维修检查的事件

FCTM 1.1

大多数用户都会建立程序或原则，以帮助机组确定记录需要航后进行维修检查的地面和空中事件。飞机维修手册的第5章包提到了诸如“有条件检查”的事件。其它一些不包含在第5章但可能需要维修检查的事件也应加以说明。

喊话

FCTM 1.16

提供推荐的喊话是为了良好的机组资源管理。波音鼓励运营者根据他们的机队构成发展它们自己的推荐性的喊话。运营者可以根据自己的运营需要决定最好的操作方法来修改，增加或者删除此手册里提供的推荐喊话。然而，此列表里的程序性喊话应该如同FCOM中的程序部分一样标示出来。

低温高度修正

FCTM 1.24

对于各个寒冷天气机场或系统中的航路，建议用户与当地和航路上的空中交通管制机构进行协调。协调应包括：

- 确认在最低预计温度下，最低指定高度或飞行高度层能提供足够的离地高度
- 颁布的程序中将使用寒冷天气高度修正程序，并包括正在使用的表格。
- 确认哪些程序或航路可用于低温天气情况，且这些程序或航路针对低温进行设计可以按照颁布的程序飞行（无需高度修正）。

RNAV 操作

基本 RNP 概念

FCTM 1.31

用户应在FMC上选择符合其航路结构或终端区域程序的RNP默认值。

在非 WGS-84 基准数据空域使用 GPS

FCTM 1.35

用户应参考正确的来源以确认其操作空域的目前情况。针对用户的建议如下：

- 如果已收到操作许可且采取了能确保准确性的措施，在 GPS 更新可用的情况下，可进行 RNAV 进近。用户可用的选择包括调查颁布的进近，以确定是否存在很明显的差异或位置偏差，开发符合 WGS-84 或相同系统要求的具体 RNAV 程序，或抑制 GPS 更新。
- 对于基于地面导航台的进近，如：ILS,VOR,LOC,NDB 等，如果在进近和复飞中使用合适的原始数据作为主要导航基准，则不需要抑制 GPS 更新。可使用 LNAV 和 VNAV。因此，当飞机位置，原始数据航道，DME 和/或方位信息之间存在很大差异时，不应继续使用 LNAV 和 VNAV。如果不使用 FMC 作为主要进近导航方法，可使用该方法可作为“其它合适程序”来代替 GPS 更新抑制。

鼓励用户调查其导航数据库并删除所有公布的非WGS-84程序。

AFDS 指导

使用VNAV的MCP高度设置技术

备用MCP高度设置技术

FCTM 1.39

如果高度限制点间隔密，想使用备用MCP高度设置技术的用户应确保机组能意识到保持在VNAV PTH上的重要性并注意到可能存在的机组错误。用户应评估离场，进场和进近以确定哪个MCP技术最合适，并建立相应的指导和训练以确保机组完全理解以下内容：

- 该备用技术用于哪些终端程序
- 在离场或进场过程中，选择俯仰方式而不是VNAV PTH或VNAV SPD方式会有违反程序高度限制的风险。
- 如第5章中说明的如果选择高度干预，存在删除航路点的可能性。

注： 用户可能也希望，无论高度限制间距多近，在定制的进港（TA）方案中能使用备用的MCP高度设定方法。

推出或牵引

FCTM 2.2

建议针对用户制定详细的退出和牵引程序。飞行运行和维修部门应是制定这些程序的主要部门。

两名飞行员的正确训练和地面维修，以及驾驶舱和地面人员之间良好的沟通对安全操纵十分重要。

单发滑行

FCTM 2.16

如果使用合适的用户政策、程序且机组人员熟悉飞行材料，进行单发滑行操作是安全的，机组和管理机构可以接受单发滑行操作。

用户政策，程序和飞行机组对材料的熟悉应包括，但不限制于下列事项：

- 机场布局
- 跑道构成
- 跑道坡度
- 外来物损伤（FOD）
- 飞机系统余度
- 发动机暖车和冷却次数
- 燃油平衡
- 机组负荷和低头操作的时间

- 当前天气，包括温度和风
- 当前滑行道道面条件

每个用户应针对单发滑行操作建立标准操作程序（SOP）。这些SOP应向进行EOT操作的飞行机组提供清晰、准确的指导。

更多关于EOT操作的信息可查阅波音飞行操作技术通告中的“单发滑行”一节。该通告可在MyBoeingFleet网站中找到。

侧风起飞

起飞侧风指导

FCTM 3.13

侧风指导不作为限制考虑。提供的该指导用以协助用户建立自己的侧风政策。

低能见度起飞

FCTM 3.18

在着陆最低标准以下进行低能见度起飞操作，可能需要起飞备用机场。选择起飞备用机场时，必须考虑不可预计的事件，例如单发或其它非正常情况，这些都可能影响起飞备用机场的着陆最低标准。有权进行单发II/III类操作的公司可获准执行更低的备用机场最低标准。

如果机组接受了良好的训练并且具备适合的跑道照明，FAA允许在500英尺/150米RVR的低能见度条件下起飞。如果具备起飞制导系统，并且中心线照明符合 III类操作的FAA或ICAO标准，允许在低至300英尺/75米RVR的低能见度条件下起飞。管理机构可专门针对低能见度起飞使用起飞侧风限制。

所有RVR读数都必须大于或等于所需的起飞最低标准。如果接地或着陆滑跑RVR系统失效，则中央RVR可代替失效的系统。当接地区域RVR失效时，管理机构可以授权飞行员使用其估计的RVR。

恶劣跑道条件

FCTM 3.19

大多数航空公司根据粉状雪、融雪、湿雪和积水深度，减少了针对AFM规定跑道长度和/或障碍物限制的起飞重量，并规定了不应尝试起飞的最大污染物深度。

巡航

最大高度

FCTM 4.6

速度带上的最小机动速度指示并不保证维持该速度平飞的能力。将飞机减速至琥珀色区域，可能会出现这样一种情况，即速度和/或高度都无法保持，因为随速度的减小，飞机的阻力有可能超过可用推力，在飞机转弯时更是如此。用户可根据自身需要，通过改变FMC参数（通过维修行动）以降低出现该情况的概率。计划在最大操作高度或此高度附近飞行的机组应该熟悉这些情况下飞机的性能特征。

最佳高度

FCTM 4.7

FMC PERF INIT页面上定义的航程飞行高度能通过减小短程飞行高度来进一步限制最佳高度，直到满足最短巡航段的时间。典型的巡航时间为1分钟，但用户可通过维护行动在FMC中对其进行选择。对于短程飞行而言，在短程飞行高度飞行可使燃油消耗/成本降到最低，并同时满足最短巡航时间要求。

ETOPS

ETOPS要求和批准

FCTM 4.14

要求执行ETOPS的用户遵守FAA规定，FAA咨询函，或其它管理部门的管理规则。用户必须有ETOPS构型的飞机，批准的飞行操作及适用的维修程序来支持ETOPS。

用户应确保ETOPS飞机符合相应构型、维修和程序（CMP）文件的要求。用户的维修部门必须研发能监控及报告发动机，机身和ETOPS重要部件的程序。已对最低设备清单（MEL）和放行偏离指导（DDG）的内容加以扩充，包括改进的余度级别和ETOPS构型飞机所需的额外设备

注：参阅MyBoeingFleet网站获得更多关于ETOPS的信息。

飞行和性能

FCTM 4.14

计算临界燃油是ETOPS放飞程序的一部分，机组通常不进行该计算。机组通常在计算机飞行计划（CFP）中收到ETOPS临界燃油信息。

极地操作

FCTM 4.15

用户应制定支持飞机，乘客和机组的远距离机场备降计划。考虑到飞机设备和文件的需求，包括但不必限制于：

- 在极冷天气情况下的备降机场中，能使至少两名机组成员离开飞机的抗低温服
- 关于在寒冷天气情况下对飞机进行安全看护的综合指导，包括排水箱等
- 包括关于机场图表，附近地形和照片的信息（如可用），应急设备可用性等的备降机场数据

进近

进近种类

FCTM 5.2

用户可使用确定符合相应管理机构要求的不同进近种类。

由于从737-600到737-900ER各种类型的不同最大着陆重量选项，可以使用经验证的最大襟翼位置40和符合FAA标准的特定飞机“飞行手册”中最大适航着陆重量来确定飞机的进近类别。

ILS 或 GLS 进近

低能见度进近

AFDS 系统构型

FCTM 5.23

II类和III类进近需要的飞机设备包含在飞机飞行手册中。用户有责任回顾其AFM以确定所需的设备，并将这些设备与其它数据提交给相应的管理机构，以获得II类或III类操作的许可。获准进行II类和III类进近操作并拥有经审核能进行II类或III类操作的飞机的用户需要将这些信息提供给飞行员。

更多关于II类和III类操作要求的详细信息可在FAA咨询函或其它管理机构类似的文件中找到。制造商验证飞机符合适航性能标准并不意味着允许在较低天气标准下执行这些操作。

AFDS 故障

FCTM 5.24

II类或III类进近过程中，如果任何所需的飞机设备失效或AFDS降级，用户有责任回顾其AFM和FAA咨询函或其它管理机构的类似文件，以建立飞行员反应。然而，AFM中的要求并不一定针对所有规定操作类型所需的系统和设备。相应的规章可能规定了额外系统的操作要求（例如：自动刹车）。

飞行员反应和其它数据应提交给相应的机构以获得许可。用户需要将这些信息提供给飞行员。

更多关于II 类和III 类操作要求的详细信息可在FAA咨询函或其它管理机构类似的文件中找到。制造商验证飞机符合适航性能标准并不意味着允许在较低天气标准下执行这些操作。

仪表进近-RNAV(RNP) AR

仪表进近-RNAV(RNP) AR-概述

FCTM 5.61

用户需要获得执行RNAV (RNP) AR仪表进近程序的许可。用户有责任确定需要的设备并将这些要求和其它数据提交给相应的管理人员，以获得RNAV (RNP) AR操作的许可。

鼓励获准进行RNAV(RNP) AR进近操作并拥有经审核能进行这些操作的飞机的用户制定客户化的RNAV (RNP) AR进近回顾卡片，并将这些信息提供给飞行机组。

注： 更多关于AR操作和训练要求的详细信息可在FAA咨询函或类似文件中找到。

着陆滑跑

影响着陆距离的因素

滑跑道着陆性能

FCTM 6.33

滑/污染跑道咨询信息是以假设整个跑道情况一致的基础为依据的。这意味着受污染跑道上的融雪/积水的厚度一致或湿滑跑道的刹车系数固定。数据无法包括所有可能的滑/污染跑道情况组合，也未考虑到诸如橡胶沉积物或大多数跑道尽头道面油漆过重之类的因素。用户有责任记住这些告诫，并根据飞行机组的训练和操作经验来确定操作政策。

侧风着陆

着陆侧风指导

FCTM 6.44

侧风指导不作为限制考虑，它用来协助用户建立他们自己的侧风政策。

快速下降

FCTM 7.5

某些飞越山脉地形的航路需要用户仔细地进行计划，包含携带额外的氧气，特殊程序，较高的初始改平高度以及发生释压时的应急航路。这些要求通常在经批准的公司航路手册或其他含有详细释压程序的文档中出现。

地形避让

地形避让-RNAV（RNP）AR 操作

FCTM 7.15

地形警告级警戒需要立即采取行动。在地形避让机动过程中，机组应根据从何处开始机动来采取最合适的飞机坡度角和航迹的动作。如必要，用户应确定程序每个航段的最合适行动步骤，这样，机组就能在任何时候都做出正确反应。

鼓励用户将不正确的近地警戒报告给机场当局，波音及相应的电子设备供应商，以采取适当的修正行动。

非正常情况指导

在最近合适机场着陆

FCTM 8.3

运行机构根据指导材料为用户定义合适的机场，但是通常必须具备足够的设备并符合一些最低气象条件和场地要求。

发动机，APU

建议的空中发动机关车技术

FCTM 8.9

关于空中发动机关车，用户可以开发其自己的机组配合技术。该技术应确保符合本手册先前的目的说明。建议技术一节中包含关于空中发动机关车的例子可供使用。

预 留
空 页

索引 索引章

预 留
空 页